

**UNIVERSIDAD CARLOS III DE MADRID**

ESCUELA POLITÉCNICA SUPERIOR

GRADO EN INGENIERÍA MECÁNICA

DEPARTAMENTO DE INGENIERÍA MECÁNICA



**TRABAJO FIN DE GRADO**

**DESARROLLO DE UNA HERRAMIENTA DE  
CÁLCULO AERONÁUTICO DE UNIONES REMACHADAS VÍA  
VISUAL BASIC Y ELEMENTOS FINITOS (FEM)**

AUTOR: JESÚS HERMIDA TORREJÓN

TUTOR EMPRESARIAL: DIEGO GARIJO HERNÁNDEZ

TUTORA UNIVERSIDAD: M<sup>a</sup> LOURDES RUBIO RUIZ DE AGUIRRE

Leganés, 02 de Octubre de 2014

# Agradecimientos

Ahora que finaliza una importante etapa de mi vida, tras años de gran esfuerzo y completa dedicación, hay numerosas personas a las que quiero mostrar mi agradecimiento. Ellas intervinieron de una u otra manera en el proceso de mi formación.

Ante todo, quiero agradecer a mis padres Mariano y Eva, por apoyarme, confiar en mí y en mis sueños y, principalmente, por haberme proporcionado la posibilidad de estudiar una carrera. Aprecio vuestro gran esfuerzo. Además, agradezco a mi hermana Raquel por la paciencia mostrada en algunos momentos.

Durante los años que he pasado en esta Universidad, he conocido personas muy valiosas, a las cuales también quiero agradecer: los compañeros que se convirtieron en grandes amigos y los profesores, que me dieron una excelente formación académica

Gracias también a la tutora de mi proyecto en la universidad, Lourdes Rubio, por darme su apoyo y aceptar la supervisión del presente trabajo realizado en empresa. Muchas gracias por la atención dedicada, los consejos y propuestas de mejora.

Por último y muy especialmente a mi tutor en la empresa Diego Garijo Hernández, le agradezco infinitamente su dedicación, su apoyo incondicional y el empleo de gran parte de su tiempo libre en el seguimiento y revisión del proyecto. Gracias, también, por brindarme la oportunidad de aprender de su experiencia profesional y compartir sus amplios conocimientos técnicos conmigo.

Sin olvidarme de Juan Jesús Muñoz, responsable del departamento de cálculo estructural de la empresa Safran Engineering Services, por el interés mostrado en la realización de mi proyecto.

# Abstract

Joints are present in large amounts and they are crucial elements for an aircraft, being the most frequent the riveted joints which are used in aeronautic structures. The main function of the fastener elements that are part of a joint is to transfer loads among the joined components ensuring that structural stiffness is maintained. Therefore, owing to high loads (mainly of shear) that withstand these elements, joints are the major source of failures in aeronautic structures and as a result, they are worthy of being subjected to an exhaustive analysis in order to ensure their airworthiness.

This project has been carried out in the structural engineering department of Safran Engineering Services company, and is framed within the area of research and development (R&D).

The work presented in this paper reaches the development and validation of a calculation tool of riveted joints. For this purpose, it has been used Visual Basic programming language and MSC Patran / Nastran programs based on the Finite Element Method (FEM). Thanks to this tool, it is possible to calculate the load shear that occurs in each of the fasteners that are part of any mechanical connection in a faster way, as well as to automatically generate a parametric finite element model, for any configuration of a possible bidimensional joint, ready to analyze it with the solver (Nastran). Through the FEM generated the shear loads obtained are the same than those calculated by using the programmed tool in Visual Basic.

**Key words:** aeronautics, tool, joint, load, shear, FEM, parametric.

# Resumen

Las uniones están presentes en gran número y son elementos de vital importancia en una aeronave, siendo las más frecuentes en las estructuras aeronáuticas las uniones remachadas. La función principal de los elementos de fijación que forman parte de una unión es transferir las cargas entre los componentes unidos asegurando que se mantiene la rigidez estructural. Por lo que, como consecuencia de las altas cargas (principalmente de cortadura) que soportan dichos elementos, las uniones constituyen la mayor fuente de fallos de las estructuras aeronáuticas y son componentes dignos de ser sometidos a un análisis exhaustivo con el objetivo de garantizar su aeronavegabilidad.

El presente proyecto se ha llevado a cabo en el departamento de cálculo estructural de la empresa Safran Engineering Services, y se encuentra enmarcado dentro del área de investigación y desarrollo (I+D).

Este proyecto abarca la creación y validación de una herramienta de cálculo de uniones remachadas. Para ello, se ha empleado lenguaje de programación Visual Basic y los programas MSC Patran / Nastran, basados en el método de elementos finitos (FEM). Gracias a esta herramienta es posible conocer de forma rápida la carga de cortadura que se produce en cada uno de los remaches que forman parte de cualquier unión mecánica, así como generar automáticamente un modelo de elementos finitos paramétrico, para cualquier configuración bidimensional de unión posible, preparado para proceder a analizarlo con el solver (Nastran). A través del FEM generado se obtienen las mismas cargas de cortadura que las calculadas mediante la herramienta programada en Visual Basic.

**Palabras clave:** aeronáutica, herramienta, unión, carga, cortadura, FEM, paramétrico

# Índice general

<b>1. Introducción, objetivo y estructura del proyecto.</b>	<b>12</b>
1.1. Introducción	12
1.2. Objetivo	13
1.3. Estructura del proyecto	15
<b>2. Estudio teórico.</b>	<b>17</b>
2.1. Teoría Básica de las uniones mecánicas (remachadas).	18
2.1.1. Elección de los remaches.	19
2.1.2. Distribución de carga en los remaches: curva de la bañera.	21
2.2. Consideraciones generales de diseño.	22
2.3. Criterios básicos de admisibles de remaches.	27
2.4. Metodología analítica de Bolt Group.	29
<b>3. Modelo de elementos finitos</b>	<b>32</b>
3.1. Introducción al Método de los elementos Finitos (MEF)	32
3.2. Introducción a MSC Patran/Nastran	34
3.3. Modelo numérico	37
3.3.1. Introducción	37
➤ Hipótesis y consideraciones para la creación del modelo.	37
3.3.2. Realización del proceso	38
➤ Características geométricas.	38

➤ Fuerzas aplicadas. ....	40
➤ Propiedades mecánicas del material de la placa y de los remaches.....	41
➤ Realización del modelo en Patran. ....	42
▪ MÓDULO GEOMETRY. ....	42
▪ MÓDULO MESHING.....	44
○ Análisis de sensibilidad de malla .....	46
▪ MÓDULO PROPERTIES .....	49
▪ MÓDULO LOAD .....	53
▪ MÓDULO ANALYSIS.....	55
▪ MÓDULO RESULTS.....	56
3.3.3.Parametrización y automatización del FEM. ....	57
<b>4. Validación de la herramienta / resultados.....</b>	<b>61</b>
4.1. Análisis de validación 1. ....	62
4.2. Análisis de validación 2. ....	65
4.3. Análisis de validación 3. ....	68
<b>5. Guía de usuario de la herramienta desarrollada .....</b>	<b>72</b>
5.1. Introducción .....	72
5.2. Entrada de datos .....	73
5.3. Salida de resultados.....	76
5.4. Ventanas de la aplicación. ....	77
5.5. Ejemplo de los ficheros de entrada y salida de datos. ....	84
<b>6. Conclusiones y trabajos futuros .....</b>	<b>88</b>

6.1. Conclusiones.....	88
6.2. Trabajos futuros.....	90
<b>7. Presupuesto.....</b>	<b>91</b>
<b>Bibliografía.....</b>	<b>94</b>
<b>Anexos.....</b>	<b>96</b>
ANEXO 1: Tabla cargas de cortadura (análisis de sensibilidad) .....	96
ANEXO 2: Tabla cargas de cortadura validación resultados analíticos. CASO 1. ....	99
ANEXO 3: Tabla cargas de cortadura validación resultados FEM. CASO 1.....	99
ANEXO 4: Tabla cargas de cortadura validación resultados analíticos. CASO 2. ..	100
ANEXO 5: Tabla cargas de cortadura validación resultados FEM. CASO 2.....	100
ANEXO 6: Tabla cargas de cortadura validación resultados analíticos. CASO 3. ..	101
ANEXO 7: Tabla cargas de cortadura validación resultados FEM. CASO 3.....	101
<b>Glosario.....</b>	<b>102</b>

# Índice de figuras

Figura 1: Modos de fallo de una unión.....	13
Figura 2: Tipos de uniones en función de las necesidades.....	17
Figura 3: Longitud en remaches de cabeza avellanada y de cabeza protuberante. ....	18
Figura 4: Identificación de los remaches (código americano) .....	19
Figura 5: Remaches infinitamente rígidos (arriba), placa infinitamente rígida (abajo) ..	21
Figura 6: Distribución de carga por remache en función de la rigidez de la placa y el remache-Curva de la bañera .....	22
Figura 7: Unión excéntrica .....	23
Figura 8: Unión a simple cortadura (izquierda) y doble cortadura (derecha).....	23
Figura 9: Unión rigidizada .....	24
Figura 10: Empalme de un larguerillo (“Splice”) .....	25
Figura 11: Mínima distancia a borde y de espaciado de remaches en uniones metal-compuesto .....	26
Figura 12: Empalme de un larguerillo (“Splice”).....	26
Figura 13: Paso de la carga P al centro de gravedad. ....	29
Figura 14: Composición de las cargas $P_i$ y $F_i$ . ....	31
Figura 15: Plot de colores de resultados de un FEM de un avión.....	32
Figura 15: Plot de colores de resultados de un FEM de un flap .....	34
Figura 17: Unión empleada para la explicación del FEM. ....	38
Figura 18: Fuerza y momento aplicados .....	40
Figura 19: Placa y puntos creados en el módulo Geometry.....	42
Figura 20: Puntos asociados a la superficie .....	43



Figura 21: Sistemas de coordenadas de los remaches. ....	44
Figura 22: Geometría y sistema de coordenadas del elemento CQUAD4. ....	45
Figura 23: Apariencia de la malla. ....	48
Figura 24: Geometría del elemento CBAR2. ....	49
Figura 25: Definición de las propiedades del material de la placa. ....	50
Figura 26: Creación de la propiedad 2D PSHELL. ....	51
Figura 27: Creación de las propiedades 1D PBUSH. ....	52
Figura 28: Introducción y vista detallada de la fuerza. ....	53
Figura 29: Introducción y vista detallada de los apoyos. ....	54
Figura 30: Vista del modelo completo. ....	55
Figura 31: Resultado de fuerzas de cortadura en los remaches. ....	56
Figura 32: Esquema de la unión del ejercicio de validación. CASO 1. ....	62
Figura 33: Resultados analíticos del ejercicio de validación. CASO 1. ....	63
Figura 34: Resultados FEM del ejercicio de validación. CASO 1. ....	64
Figura 35: Esquema de la unión del ejercicio de validación. CASO 2. ....	65
Figura 36: Resultados analíticos del ejercicio de validación. CASO 2. ....	66
Figura 37: Resultados FEM del ejercicio de validación. CASO 2. ....	67
Figura 38: Esquema de la unión del análisis de validación. CASO 3. ....	68
Figura 39: Resultados analíticos del ejercicio de validación. CASO 3. ....	69
Figura 40: Resultados FEM del ejercicio de validación. CASO 3. ....	70
Figura 41: Aspecto de la ventana <i>Input2D</i> . ....	78
Figura 42: Ventana de introducción de ruta y nombre del fichero de entrada. ....	79
Figura 43: Ventana de introducción de la ruta de instalación de Patran. ....	80
Figura 44: Ventana de introducción de ruta y nombre para guardar los archivos de Patran. ....	80

Figura 45: Imagen explicativa de como cargar el archivo .ses en Patran.....	81
Figura 46: Aspecto de la ventana <i>Output2D</i> .....	82
Figura 47: Ventana de introducción de ruta y nombre para guardar el fichero de resultados. ....	83
Figura 48: Gráfico de distribución de carga de cortadura en los remaches. ....	83
Figura 49: Contenido de la ventana <i>Help</i> . ....	84
Figura 50: Unión utilizada de apoyo en la guía de usuario.....	85

# Índice de tablas y gráficas

Tabla 1: Coordenadas de los remaches.....	40
Tabla 2: Propiedades mecánicas de la placa. ....	41
Tabla 3: Propiedades mecánicas de los remaches. ....	41
Tabla 4: Resultados del análisis de sensibilidad (izquierda) y representación gráfica del punto de estudio de cargas de cortadura (derecha).....	46
Tabla 5: Resultados publicados del ejercicio de validación .CASO 1.....	62
Tabla 6: Resultados publicados del ejercicio de validación. CASO 2.....	65
Tabla 7: Resultados publicados del análisis de validación. CASO 3. ....	68
Tabla 8: Planificación del proyecto.....	91
Gráfica 1: Análisis de sensibilidad de malla referido a carga de cortadura máxima (remache 1). ....	47
Gráfica 2: Análisis de sensibilidad de malla referido a carga de cortadura mínima (remache 16).....	47

# **1. Introducción, objetivo y estructura del proyecto.**

## **1.1. Introducción**

La estructura ideal de una aeronave sería aquella que estuviese realizada de una sola pieza, de un único material y en una sola operación de fabricación. Sin embargo, esto no es posible debido a razones técnicas y logísticas. Entre las primeras se encuentran las limitaciones técnicas derivadas de las máquinas utilizadas y los procesos de fabricación inherentes a ellas. Las segundas derivan del tamaño de las instalaciones, transporte, reparaciones, etc.

Es por ello, que la estructura de una aeronave está formada por multitud de piezas (unidades principales) fabricadas a partir de chapas, perfiles extruidos, tubos, piezas forjadas, moldeadas, mecanizadas, etc. que deben unirse entre sí para constituir subconjuntos, que a su vez terminarán por formar la aeronave. La unión de estas piezas se lleva a cabo mediante elementos de fijación de distinta índole (remaches, tornillos, soldadura, uniones adhesivas muy de moda para composites, etc.).

Los distintos tramos deben de diseñarse para ser unidos con un mínimo de cuatro elementos de fijación, que deben ser capaces de transferir las cargas de cada uno de los tramos al adyacente. Por tanto, los elementos de fijación deben de ser capaces de soportar las altas cargas concentradas en ellos y transferirlas a los largueros, larguerillos y chapas de revestimiento que forman cada tramo. Como es lógico, si la estructura se construyese de una sola pieza no aparecerían dichas cargas de los elementos de fijación, ya que éstos no existirían, y se distribuirían por el conjunto de los elementos estructurales.

Las uniones constituyen la mayor fuente de fallos en servicio de las estructuras aeronáuticas, por lo que siempre es aconsejable emplear el menor número de piezas en la constitución de una estructura. Además, por este motivo, deben tenerse en consideración todos los aspectos relativos a su diseño cuando se realiza el análisis estructural.

Los fallos pueden ocurrir por diversas razones y debido a muchos factores, pero generalmente porque alguno de estos, como esfuerzos secundarios debidos a excentricidades (los vectores de la carga no pasan por el elemento de fijación o por el centroide del conjunto de ellos), concentración de tensiones, deslizamiento entre conexiones, excesivas deformaciones, etc. o bien combinación de ellos, no se han tenido en cuenta. Estos factores afectan tanto la resistencia de la estructura y la rigidez como a la resistencia a la fatiga de la unión y de las estructuras adyacentes. Los modos más frecuentes de fallo son los siguientes [1]:

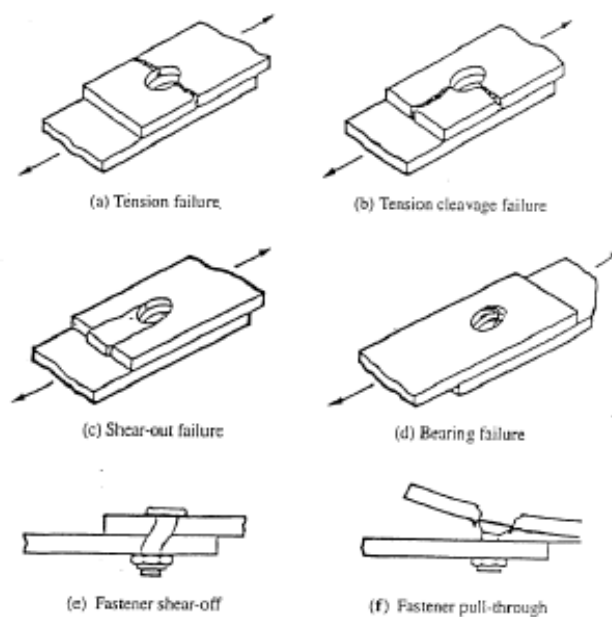


Figura 1: Modos de fallo de una unión.

## 1.2. Objetivo

El objetivo de este proyecto consiste en el desarrollo de una herramienta de cálculo aeronáutico de uniones remachadas mediante lenguaje de programación Visual Basic y modelización mediante un código comercial basado en el método de los elementos finitos (FEM). Por una parte, la programación se realizará atendiendo a la metodología analítica de Bolt Group (hipótesis y ecuaciones que emplea dicha metodología).

Por otro lado, también se construirán varios modelos de elementos finitos para diferentes configuraciones de uniones remachadas utilizando para ello los códigos comerciales MSC Patran/Nastran. En la creación de dichos modelos se utilizará un tipo de malla de tal forma que ésta pase por la posición de cada uno de los remaches y una longitud de elemento de malla que permita obtener una solución con la suficiente precisión (solución de compromiso) y que, además, en un futuro (sin tener que realizar ninguna modificación en la herramienta) se puedan leer tensiones y deformaciones entre remaches.

Una vez que se han definido totalmente los pasos y acciones a seguir para la construcción de los modelos, se llevará a cabo la automatización del FEM. De tal manera, que utilizando programación Visual Basic, a través de un botón en la hoja Excel la herramienta sea capaz de proporcionar un archivo que contenga el modelo correspondiente a la distribución de remaches que se ha introducido en dicha Excel.

Tras la realización del proyecto se podrán conocer:

- La metodología analítica de Bolt Group con las hipótesis y ecuaciones que utiliza esta teoría.
- El tipo y longitud de malla óptimos para los modelos.
- El tipo de elemento que permite la simulación de una manera correcta de remaches en los modelos.
- La carga de cortadura que se produce en cada uno de los remaches de las distintas configuraciones estudiadas. Esta carga se obtendrá de dos maneras: mediante la hoja Excel programada con Visual Basic y a través de los modelos de elementos finitos, y ambas deberán ser las mismas.
- El procedimiento de utilización de la versión 3.0 de la Herramienta *SAFRAN\_Engineering\_Services-005\_v3.0\_Bolt\_Group*.

## 1.3. Estructura del proyecto

El proyecto se ha estructurado en los siguientes capítulos:

➤ Capítulo 1

Este capítulo contiene una introducción general del proyecto así como el objetivo que se persigue con la realización del mismo. Además, se proporciona una breve introducción acerca de los aspectos fundamentales tratados en la presente memoria con el fin de contribuir a una mejor comprensión de la misma.

➤ Capítulo 2

Donde se presenta un resumen de la teoría de uniones, una explicación más detallada de las uniones remachadas y, como punto más importante de este capítulo, se detalla la metodología analítica (formulación e hipótesis) sobre la que se basa la herramienta desarrollada en el presente proyecto.

➤ Capítulo 3

Esta sección contiene, en primer lugar, una breve introducción al método de los elementos finitos, en la que se detallan los pasos seguidos por dicho método para la resolución de un problema. En segundo lugar se encuentra una breve introducción a los programas MSC Patran/Nastran. Tras ello, se ha incluido una descripción detallada de los pasos seguidos para la creación del modelo para una unión remachada de ejemplo.

➤ Capítulo 4

En el cual se han analizado una serie de ejercicios sencillos de aplicación de la herramienta obteniendo resultados analíticamente y a través de los modelos FEM. Ambos resultados, se han comparado con los publicados en bibliografía y, a continuación, se ha calculado el error cometido por ambos métodos. La validación de la herramienta se basa en dicho error.

➤ Capítulo 5

En dicho capítulo se ha creado una guía de usuario cuyo fin es explicar el procedimiento de utilización de la herramienta. En ella se detallan diversos aspectos como son los datos de entrada necesarios, resultados obtenidos, unidades con las que trabaja la herramienta y forma de navegar por las ventanas de la aplicación.

➤ Capítulo 6

Este apartado contiene las conclusiones obtenidas tras el desarrollo de la herramienta y la visualización de resultados tanto analíticos como obtenidos vía FEM. Además, se han añadido una serie de posibles trabajos futuros que han surgido tras la realización de este proyecto.

➤ Capítulo 7

En este capítulo se encuentra la explicación detallada de la planificación del proyecto, así como el desglose del presupuesto del mismo.

➤ Por último, se han incluido: Bibliografía, Anexos y Glosario.



## 2. Estudio teórico

Como se ha visto en la introducción al presente proyecto, una aeronave no puede ser fabricada de una sola pieza, ya que las tecnologías de fabricación y los costes hacen inviable dicha opción. Es por ello que una aeronave se compone de muchos elementos unidos entre sí mediante uniones remachadas, pegadas, soldadas, etc.

Por dicho motivo, las uniones están presentes en gran número en las aeronaves y son de fundamental importancia en el mundo de la aeronáutica, puesto que deben soportar las altas cargas que se producen en ellas y ser capaces de transmitir las a las estructuras que unen.

Para satisfacer las distintas necesidades que aparecen en la construcción de estructuras, se han desarrollado una gran cantidad de elementos de fijación. A continuación se muestra un esquema (ver figura 2) en el que se sintetizan las necesidades y tipos de elementos utilizados con mayor asiduidad [2].

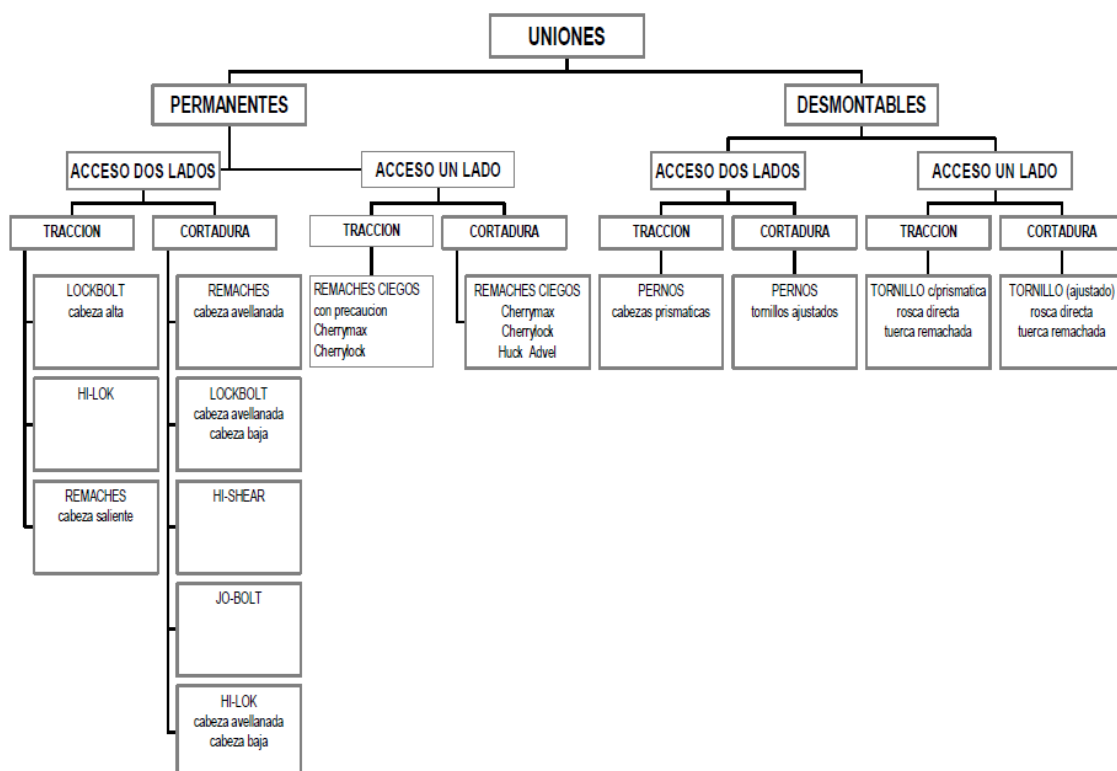


Figura 2: Tipos de uniones en función de las necesidades.

De aquí en adelante el estudio teórico se centrará en las uniones mecánicas (remachadas) pues son las más comunes en las estructuras aeronáuticas.

## 2.1. Teoría Básica de las uniones mecánicas (remachadas).

Los remaches son elementos de unión de bajo coste y capaces de poder ser colocados en procesos de montaje manuales, semi-automáticos y automáticos. La principal razón para su elección es su bajo coste de fabricación e instalación, en comparación con los elementos roscados. La utilización de los mismos en cuanto a su empleo principal es para absorber esfuerzos de cortadura.

Los remaches (ver figura 3) se definen por la forma de la cabeza, material, diámetro de la caña y longitud, como se aprecia en la figura se toma para los de cabeza avellanada como la distancia entre la parte inferior de la caña y la parte superior de la cabeza, para los de cabeza protuberante se toma la distancia entre la parte inferior de la caña y la superficie de apoyo de la cabeza.

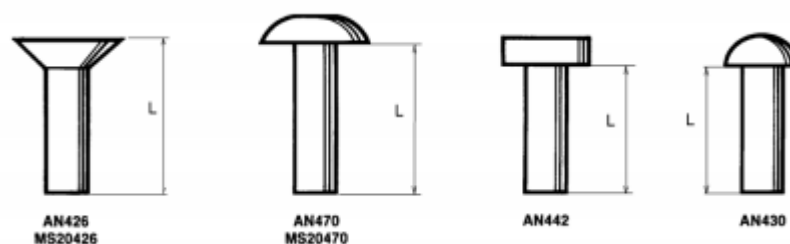


Figura 3: Longitud en remaches de cabeza avellanada y de cabeza protuberante.

Para identificar físicamente los remaches y conocer de forma inequívoca el material de que están contruidos, se realizan marcas sobre las cabezas tal y como se indica en la figura 4 [8].

<b>A</b> 1100 NO MARK	MS20430A ROUND HEAD	MS20442A FLAT HEAD	MS20426A 100° C'SUNK	MS20455A BRAZIER	MS20425A 78° C'SUNK	MS20456A BRAZIER	MS20470A UNIVERSAL
<b>AD</b> 2117T DIMPLE	MS20430AD ROUND HEAD	MS20442AD FLAT HEAD	MS20426AD 100° C'SUNK	MS20455AD BRAZIER	MS20425AD 78° C'SUNK	MS20456AD BRAZIER	MS20470AD UNIVERSAL
<b>D</b> 2017T RAISED DOT	MS20430D ROUND HEAD	MS20442D FLAT HEAD	MS20426D 100° C'SUNK	MS20455D BRAZIER	MS20425D 78° C'SUNK	MS20456D BRAZIER	MS20470D UNIVERSAL
<b>DD</b> 2024T RAISED DOUBLE-DASH	MS20430DD ROUND HEAD	MS20442DD FLAT HEAD	MS20426DD 100° C'SUNK	MS20455DD BRAZIER	MS20425DD 78° C'SUNK	MS20456DD BRAZIER	MS20470DD UNIVERSAL
<b>B</b> 5056T RAISED-CROSS	MS20430B ROUND HEAD	MS20442B FLAT HEAD	MS20426B 100° C'SUNK	MS20455B BRAZIER	MS20425B 78° C'SUNK	MS20456B BRAZIER	MS20470B UNIVERSAL
<b>C</b> COPPER NO MARK	MS20435C ROUND HEAD	MS20441C FLAT HEAD	MS20427C 100° C'SUNK	MS20420C 90° C'SUNK			
<b>F</b> STAINLESS STEEL NO MARK	MS20435F ROUND HEAD		MS20427F 100° C'SUNK				
<b>M</b> MONEL NO MARK	MS20435M ROUND HEAD	MS20441M FLAT HEAD	MS20427M 100° C'SUNK				
<b>STEEL RECESSED TRIANGLE</b>	MS20436 ROUND HEAD	MS20441 FLAT HEAD	MS20427 100° C'SUNK	MS20420 90° C'SUNK			

Figura 4: Identificación de los remaches (código americano)

### 2.1.1. Elección de los remaches.

La elección del remache debe de hacerse de manera que la resistencia a cortadura del remache sea ligeramente inferior a la carga límite al aplastamiento de la chapa.

El diámetro del remache de una manera aproximada puede estimarse en tres veces el espesor de la chapa.

Por el tipo de cabeza el empleo más frecuente es:

- Cabeza avellanada: fijación de chapas sobre chapas o perfiles, en superficies exteriores por su baja resistencia aerodinámica. En aeronáutica, todos los remaches que van en superficie mojada (superficies aerodinámicas) son por norma general avellanados, mientras que en las partes interiores, se utilizan protuberantes siempre que sea posible.

- Cabeza universal: Usado en fabricación y reparación de partes externas e internas. En caso necesario pueden sustituir a los de cabeza saliente (plana o redonda).
- Cabeza plana: Se usan en estructuras interiores cuando se requiere el máximo de resistencia a la tracción y no hay espacio suficiente para la colocación de cabezas redondas. En partes exteriores es raramente utilizado.
- Cabeza redonda: se usan en partes interiores, la cabeza esta dimensionada de forma que puede soportar esfuerzos a tracción.

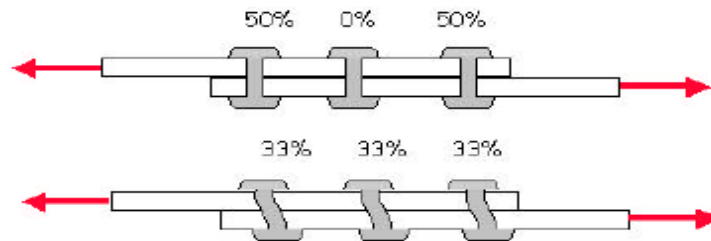
Por el tipo de material:

- Los remaches construidos en aluminio 1100 solo se utilizan en partes no estructurales realizadas en aleaciones de aluminio de bajas características mecánicas (1100, 3003, 5052).
- Los de aluminio 2117 son los de uso más amplio sobre aleaciones de aluminio por su resistencia a la corrosión y no ser necesario el tratamiento térmico.
- Los de aluminio 2017 y 2024 se utilizan sobre estructuras en aleaciones de aluminio con requerimientos superiores a las anteriores.
- Los de 5056 se utiliza sobre aleaciones de magnesio debido a su resistencia a la corrosión sobre ellas.
- Los de acero solo se aplican sobre piezas de acero.
- Los de acero inoxidable se utilizan sobre piezas del mismo material en zonas de cortafuegos, escapes y estructuras similares.
- Los de monel se utilizan para el remachado de partes realizadas en aleaciones de acero níquel. El monel es una aleación comercial, con razones níquel-cobre de aproximadamente 2:1 de peso, extremadamente resistente a la corrosión y posee una elevada resistencia al impacto.

### 2.1.2 Distribución de carga en los remaches: curva de la bañera.

En cuanto a la distribución de la carga en los remaches de una unión, en primera instancia, se pueden considerar dos hipótesis diferentes:

- Remaches infinitamente rígidos: la carga se la repartirán el primer y último remache que forman la unión (ver figura 5).
- Placas infinitamente rígidas: cada remache transferirá la misma proporción de carga (ver figura 5). En esta hipótesis se basa la teoría de Bolt Group.



**Figura 5: Remaches infinitamente rígidos (arriba), placa infinitamente rígida (abajo) [1]**

Generalmente, el material de una unión experimenta deformación plástica y la fluencia resultante causa que todos los remaches se carguen.

Basándose en ensayos y en la experiencia, se sabe que en niveles operacionales de carga (generalmente por debajo de 1.0-1.5g), la carga no se distribuye equitativamente en la unión, siendo los remaches extremos los que llevan la gran parte de la carga (ver figura6). A niveles de operación normales, el material se mueve en el rango elástico, de manera que la distribución de carga dependerá de deformaciones relativas. La variación de la distribución de carga con la rigidez del remache y la chapa depende de:

- La relación  $D/t$ .
- La flexibilidad del remache.
- El ajuste del remache.
- La disminución gradual del espesor de la chapa.

- Materiales de la chapa y de los remaches.
- La precarga de los remaches (clamp-up).

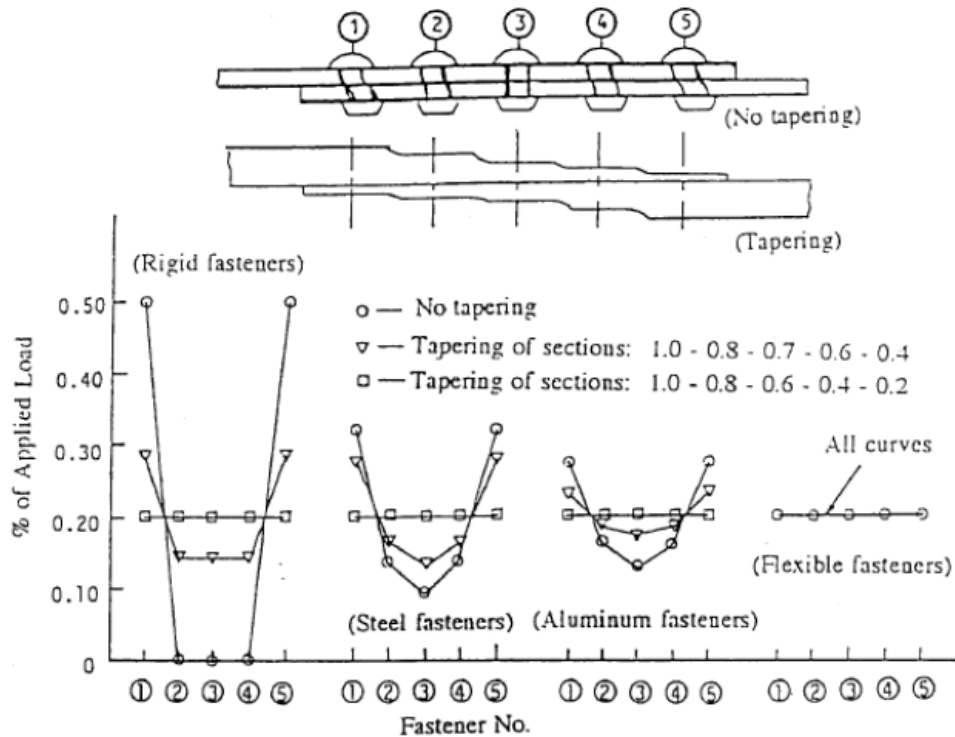


Figura 6: Distribución de carga por remache en función de la rigidez de la placa y el remache-Curva de la bañera [8]

## 2.2. Consideraciones generales de diseño.

- Factor de seguridad (*Fitting factor*): se debe usar un fitting factor último de 1.15 (según la *Federal Aviation Regulations FAR 25.625*) en el análisis de uniones.
- Este factor debe usarse en todas las partes de la unión, desde el remache hasta el aplastamiento en las piezas a unir.
- Para cada herraje integral incluido en la estructura.

No es necesario el empleo del factor de seguridad cuando:

- La unión se analiza con métodos aprobados y basados en datos ensayados.
- Si hay otro factor de diseño aplicable de mayor valor.

- Eficiencia de la unión: es importante que la unión mantenga o restaure la resistencia de la estructura original y adyacente. Se deben realizar las uniones en zonas rigidizadas (ya sean larguerillos, rigidizadores, mamparos,...) para mejorar la eficiencia de la unión.
- Excentricidad (uniones no rigidizadas): los momentos que producen las uniones excéntricas en una unión, introducen excesiva carga y cargas adicionales de tensión en los remaches extremos. En este caso, los esfuerzos en la unión ya no son uniformes.

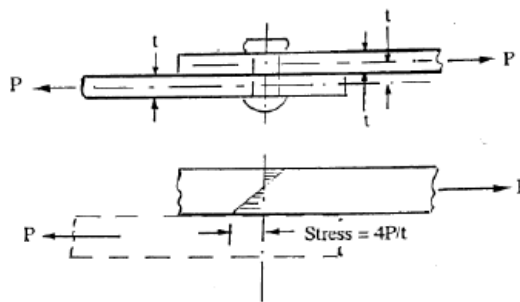


Figura 7: Unión excéntrica [1]

Es por este motivo, que se diseñan también uniones a doble cortadura. En la figura 8 se pueden observar imágenes de uniones a simple y doble cortadura.

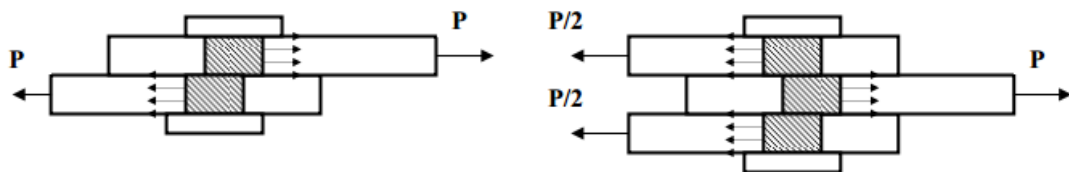


Figura 8: Unión a simple cortadura (izquierda) y doble cortadura (derecha) [1]

- Uniones rigidizadas: todas las uniones estructurales de una aeronave se diseñan como uniones rigidizadas. Este tipo de uniones suelen usar filas de remaches dobles o como mínimo al tresbolillo. Además, en las uniones que soporten a tensión las cargas circunferenciales del fuselaje, es frecuente el uso de tres filas de remaches:

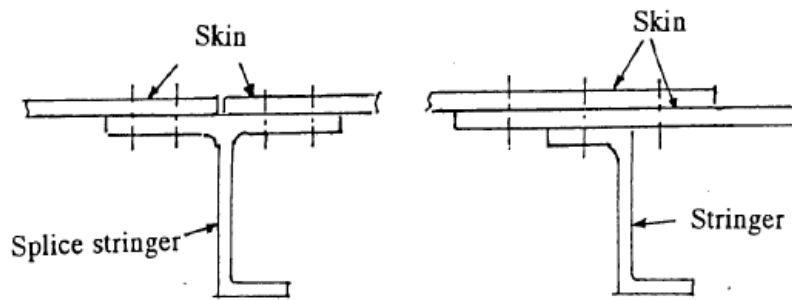
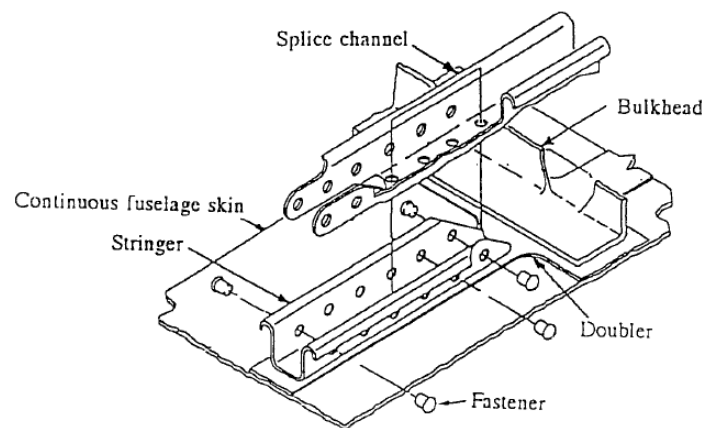


Figura 9: Unión rigidizada [1]

- Rigidez de la unión: un defecto u exceso en la rigidez de la estructura adyacente puede causar demasiadas deformaciones bajo altas cargas concentradas que cambian la dirección y magnitud de las cargas en una unión.
- Mezcla de remaches y ajustes: generalmente no es buena práctica mezclar tipos de remaches y/o con distinto ajuste en una misma unión ya que, los que tengan un mayor ajuste empezarán a cargarse más mientras que los de menor apriete no cogerán carga hasta que el resto de la unión comience a deflectar. Esto reduce la vida en servicio de la unión. Todos los remaches se instalan húmedos (con sellante), así, se reduce el admisible de aplastamiento comparado con los instalados en seco.
- Materiales combinados en la unión: para evitar problemas de exceso o defecto de rigidez, las uniones se deben diseñar basadas en deformaciones según la relación esfuerzo deformación.
- Uniones remachadas y pegadas: es difícil determinar la carga en una unión remachado-pegada pero por lo general:
  - El uso de un adhesivo en una unión remachada proporciona vida adicional a fatiga y aumenta la resistencia a la corrosión en la línea de unión.
  - Proporciona suficientes remaches para llevar la carga de la unión de manera que el adhesivo no lleve dichas cargas.



- Empalmes de elementos continuos (Splice): este tipo de unión se diseña para ser tan rígida como la geometría lo permita usando abundante material y remaches con interferencia para minimizar deslizamientos que puedan sobrecargar los elementos continuos y causar su fallo prematuro. Un ejemplo de este tipo de unión, es un empalme de larguerillo unido al revestimiento continuo que se usa muy frecuentemente para reparar un larguerillo roto.

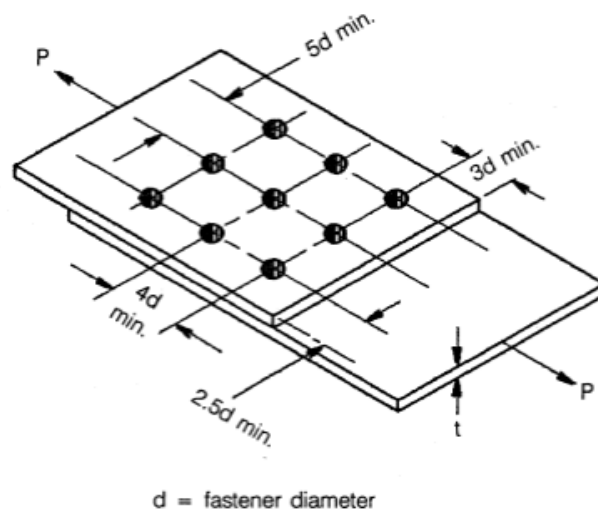


**Figura 10: Empalme de un larguerillo ("Splice") [1]**

- Espaciado entre remaches (spacing or pitch) y distancia a borde (edge margin) en uniones metal-metal: generalmente se diseñan las uniones con un espaciado mínimo entre remaches de  $4D$  (y un máximo de  $6D$  aprox.). La mínima distancia a borde que se considera en la dirección de la carga es de  $e/D = 2.0$ ; donde " $D$ " es el diámetro del remache y " $e$ " es la distancia desde el centro del remache al borde de la pieza más un  $0.03$  inch ( $0.762$ mm) de tolerancias de taladrado.

Se puede usar una distancia a borde mínima de  $e/D = 1.5$  si:

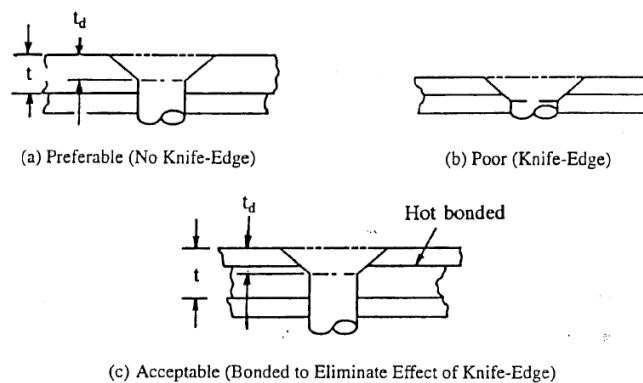
- Hay una transferencia de carga baja como por ejemplo en el caso de la unión de los rigidizadores verticales de un larguero o una costilla.
- Se asume que el revestimiento no pandea.



**Figura 11: Mínima distancia a borde y de espaciado de remaches en uniones metal-compuesto [7]**

- Remaches avellanados: Dado que no se permite la condición de filo de cuchillo (knife edge) en el diseño de estructuras aeronáuticas debido a requerimientos de fatiga, el mínimo espesor de chapa se establece como:

$t \cong 1.5 \times t_d$  donde  $t$  es el espesor de la chapa, y  $t_d$  es la altura de la cabeza del remache avellanado.



**Figura 12: Empalme de un larguerillo ("Splice") [1]**

- Pandeo del revestimiento adyacente: el pandeo del revestimiento adyacente a una unión puede alterar la distribución de las cargas locales e introduce cargas de tensión y de "pull through" en el remache crítico (ver figura 1).

## 2.3. Criterios básicos de admisibles de remaches.

El admisible es el valor de la carga máxima que soporta la unión sin que se produzca el fallo de la misma. Se calcula como el mínimo de los valores (carga más baja) según los siguientes criterios:

- Fallo por cortadura pura del remache (Shear-off): La unión falla por cortadura en el vástago del remache. Se calcula de la siguiente manera:



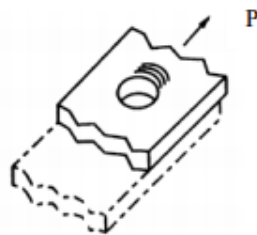
$$P_{s,all} = F_{su} \left( \frac{\pi D^2}{4} \right)$$

$P_{s,all}$  = Valor mínimo de la carga a la que se produce el fallo a cortadura del vástago .

$F_{su}$  = Resistencia a la cortadura del remache.

$D$  = Diámetro del vástago del remache.

- Fallo por aplastamiento de la chapa (Bearing): Aplastamiento de la chapa adyacente al remache. En remaches avellanados se supone que el aplastamiento sólo se produce en la zona de caña recta, lo que hace que la superficie de contacto se minimice mucho y aumente el esfuerzo de bearing:



$$P_{b,all} = F_{bru} D t$$

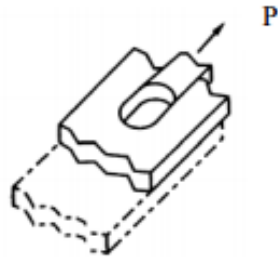
$P_{b,all}$  = Valor mínimo de la carga a la que se produce el fallo a aplastamiento del material de la placa.

$F_{bru}$  = Admisible o resistencia a aplastamiento del material de la chapa.

$D$  = Diámetro del vástago del remache.

$t$  = Espesor de la chapa.

- Fallo por tracción: La sección neta falla por tracción:



$$P_{t,all} = F_{tu} t (W - D)$$

$P_{t,all}$  = Valor mínimo de la carga a la que sucede el fallo a tracción del material de la chapa.

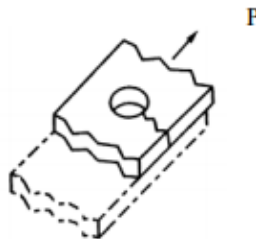
$F_{tu}$  = Admisible o resistencia a tracción del material.

$t$  = espesor del material.

$D$  = Diámetro del agujero.

$W$  = Ancho de la chapa.

- Fallo por desgarrar (Shear out): La zona de la estructura adyacente al remache falla por desgarrar:



$$P_{d,all} = F_{su} L t 2$$

$P_{d,all}$  = Valor mínimo de la carga a la que se produce el fallo por desgarrar del material de la chapa.

$F_{su,p}$  = Resistencia a cortadura del material de la placa.

$L$  = Distancia efectiva al borde del material o al próximo agujero.

$t$  = Espesor de la chapa.

Los datos de resistencia se obtienen de tablas sacadas del MIL- HDBK-5E entre otras muchas fuentes.

## 2.4. Metodología analítica de Bolt Group.

Este capítulo es muy importante, puesto que, como se ha comentado anteriormente, el desarrollo de la herramienta se basa en la formulación y en las hipótesis asumidas por esta metodología de cálculo de uniones en dos dimensiones (2D).

Un Bolt Group es típicamente una configuración de unión remachada en la que la carga es excéntrica y cuyo cálculo se basa en la teoría elemental de cortadura y en la hipótesis de que las placas sobre las que se encuentran situados los remaches poseen una rigidez infinita comparada con los elementos de unión.

Su disposición permite reaccionar el momento generado por la excentricidad de la carga ( $P$ ), de tal manera que la carga excéntrica puede sustituirse por una carga del mismo módulo, dirección y sentido aplicada en el centro de gravedad de los remaches, y un momento (ver figura 13) cuyo valor se calcula de la siguiente manera:  $M = P \times e$ , donde  $e$  = distancia perpendicular desde el punto de aplicación de la carga hasta el centro de gravedad de los remaches.

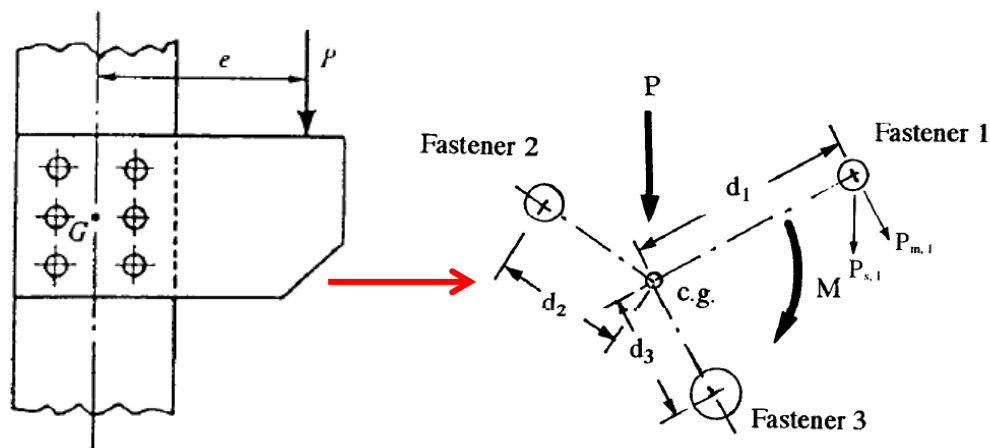


Figura 13: Paso de la carga  $P$  al centro de gravedad.

El reparto de carga entre los remaches se efectúa atendiendo a su rigidez (módulo de elasticidad y área de remache). Asimismo, la posición del centro de gravedad también queda determinada por la rigidez de los remaches y se obtiene mediante las ecuaciones [8]:

$$X_{cg} = \frac{\sum E_i A_i x_i}{\sum E_i A_i} \quad Y_{cg} = \frac{\sum E_i A_i y_i}{\sum E_i A_i}$$

La carga  $P$  aplicada en el centro de gravedad se reparte ponderando con el producto  $EA$  y debe dividirse en sus componentes. La carga por remache y por componentes debida a  $P$  resulta entonces:

$$P_{ix} = P_x \frac{E_i A_i}{\sum E_i A_i} \quad P_{iy} = P_y \frac{E_i A_i}{\sum E_i A_i}$$

En el caso del momento  $M$  aplicado en el centro de gravedad, se admite que es absorbido por fuerzas cortantes  $F_i$  en dirección perpendicular a la recta que une el centro del remache  $A_i$  con el centro de gravedad, siendo la magnitud de las fuerzas directamente proporcional a la distancia  $r_i$  que separa ambos puntos:

$$F_i = M \frac{E_i A_i r_i}{\sum E_i A_i r_i^2}$$

La suma de las fuerzas  $P_i$  y  $F_i$  para obtener la carga total por remache debe efectuarse por componentes, por lo que la fuerza debida al momento se descompone aplicando las siguientes fórmulas:

$$F_{ix} = -F_i \frac{y_i - Y_{CG}}{\sqrt{(x_i - X_{CG})^2 + (y_i - Y_{CG})^2}}$$

$$F_{iy} = F_i \frac{x_i - X_{CG}}{\sqrt{(x_i - X_{CG})^2 + (y_i - Y_{CG})^2}}$$

La composición de cargas da lugar a un reparto como el mostrado en la imagen que se ilustra a continuación (ver figura 14).

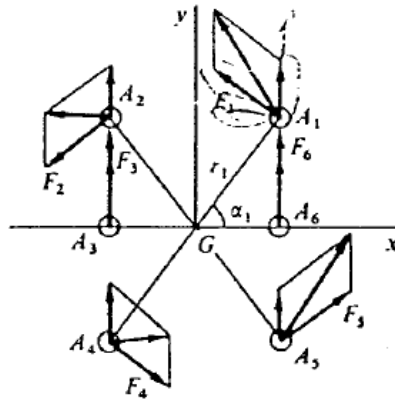


Figura 14: Composición de las cargas  $P_i$  y  $F_i$ .

Todas las expresiones anteriores están basadas en la hipótesis de que los remaches están transfiriendo carga a una pieza de material y espesor iguales en cada uno de ellos.

### 3. Modelo de elementos finitos

#### 3.1. Introducción al Método de los elementos Finitos (MEF)

El método de los elementos finitos (MEF) es una de las herramientas más potentes usadas en la actualidad para la resolución numérica de un gran número de problemas de ingeniería: análisis estructurales, comportamiento mecánico de automóviles, aplicaciones aeronáuticas (ver figura 15), problemas de transferencia de calor, electromagnéticos, etc.

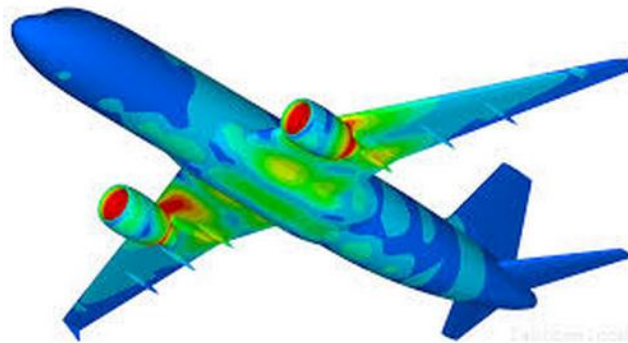


Figura 15: Plot de colores de resultados de un FEM de un avión

Mediante el método de elementos finitos se realiza una aproximación para obtener la solución de problemas continuos, basada en transformar un cuerpo de naturaleza continua en un modelo discreto aproximado. A esta transformación se le denomina discretización del modelo.

El continuo se divide en un número finito de partes denominados elementos. Las propiedades del material y sus ecuaciones constitutivas son consideradas sobre dichos elementos, los cuales poseen unos puntos característicos denominados nodos. Estos nodos son los puntos de unión de cada elemento con sus adyacentes.



El comportamiento en el interior de cada elemento queda definido a partir del comportamiento de los nodos mediante las “funciones de interpolación” o “funciones de forma”. Estas funciones definen de manera única el campo de desplazamientos dentro de cada elemento finito, expresado en términos de los desplazamientos nodales de dicho elemento. Es por tanto, una aproximación de los valores de una función a partir del conocimiento de un número determinado y finito de puntos.

Si bien las verdaderas funciones de forma son desconocidas, se puede sentar la hipótesis de que su expresión aproximada puede ser obtenida en forma polinómica.

La relación entre estos elementos, considerando debidamente las condiciones de contorno, cargas y restricciones, da lugar a un sistema de ecuaciones cuya solución va a permitir obtener resultados mediante los cuales se va a conocer el comportamiento aproximado del continuo.

El método de elementos finitos puede dividirse en tres etapas:

·Preproceso: preparación del modelo para el cálculo. En esta etapa se realizan las operaciones de:

- Dibujo de la geometría del modelo.
- Selección de las propiedades de los materiales.
- Aplicación de cargas exteriores y condiciones de contorno.
- Discretización del modelo en elementos finitos.

·Proceso: etapa en la que se realizan todos los cálculos y se generan las soluciones. En ella se realizan las operaciones de:

- Selección del tipo de cálculo a realizar.
- Configuración de los parámetros de cálculo, intervalos de tiempo y número de iteraciones.
- Transferencia de las cargas al modelo, generación de funciones de forma, ensamblaje de la matriz de rigidez, resolución de sistemas de ecuaciones y obtención de la solución.

.Postproceso. En esta etapa se realizará la representación gráfica de los resultados, así como la obtención de resultados indirectos operando las soluciones del modelo.

## 3.2. Introducción a MSC Patran/Nastran

Patran es un programa de ingeniería asistida por computadora (CAE) que proporciona una interfaz gráfica al pre- y postprocesado de modelos de elementos finitos y sus resultados. The MacNeal-Schwendler Corporation (MSC) es la empresa que lo comercializa.

Dado que ambos productos son distribuidos por la misma compañía, se usa frecuentemente como pre- y postprocesador de Nastran. Además de para MSC Nastran, ofrece una configuración integral para el modelado, mallado y análisis para Marc, Abaqus, LS-DYNA, ANSYS y Pam Crash.

NASTRAN es un programa de cálculo estructural que aplica el método de los elementos finitos. Fue desarrollado inicialmente por la NASA al finales de los 60 con fondos del gobierno de los EE.UU. para la industria aeroespacial. The MacNeal-Schwendler Corporation (MSC) fue una de las principales desarrolladoras del código del NASTRAN, que en un principio era un código abierto de dominio público. Actualmente es dicha empresa la que distribuye las versiones comerciales de NASTRAN. Nastran está escrito en Fortran y su código consta de más de un millón de líneas.

Nastran está ampliamente extendido en la industria aeroespacial. En la imagen que se ilustra a continuación se puede observar un plot de colores de resultados de un FEM de una pieza aeronáutica (ver figura 16).

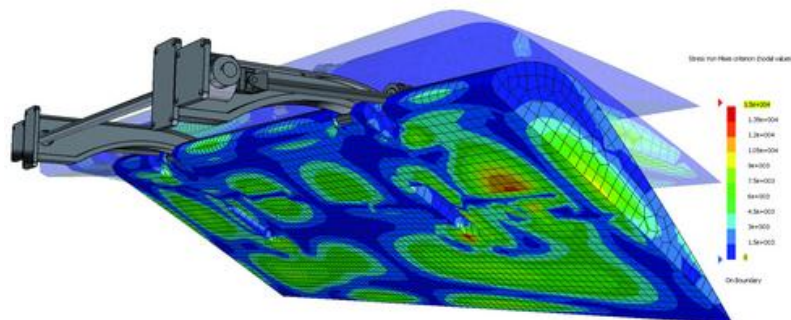


Figura 16: Plot de colores de resultados de un FEM de un flap

La secuencia de trabajo de Patran, utilizando Nastran como solver, es la que se muestra a continuación y está relacionada con los módulos de los que consta Patran:

1. Definir una geometría (Módulo *Geometry*): La geometría es lo primero que se introduce y debe representar lo más fielmente posible el cuerpo real que se va a estudiar.
2. Mallar con elementos finitos dicha geometría (Módulo *Meshing*): Se trata de un proceso mediante el cual el modelo de estudio se divide en diferentes elementos en los que se resuelven las ecuaciones de campo.
3. Asignar propiedades a los elementos finitos (Módulo *Properties*): El modelo que se va a generar puede estar formado por varios materiales, cuyas propiedades tienen que ser definidas y asociadas a la geometría o a los elementos de la malla a los que correspondan.
4. Definir las condiciones de contorno para cada caso de carga (Módulo *Load*): El modelo puede estar sometido a ciertas imposiciones por parte de su entorno que deben ser especificadas en el archivo de entrada. Se pueden imponer restricciones del movimiento, valores iniciales de desplazamientos y rotaciones o condiciones de simetría.
5. Definir las cargas externas aplicadas para cada caso de carga (Módulo *Load*). Se deben especificar las condiciones iniciales a las que está sometido el modelo como puedan ser fuerzas, tensiones, temperaturas, etc...
6. Definir el tipo de análisis (Módulo *Analysis*). Nastran permite realizar análisis estáticos, dinámicos y térmicos a través de dominios lineales y no lineales. En función del análisis que se desea realizar del modelo, es necesario proporcionar a Nastran el modo de solución que debe utilizar para resolver el caso. A continuación se muestran alguno de los tipos de análisis que contempla Nastran [13]:

- Estático lineal: secuencia de solución 101.
- Estático no lineal: secuencia de solución 106.
- Modos normales: secuencia de solución 103.
- Pandeo (*buckling*): secuencia de solución 105.
- Respuesta frecuencial: secuencia de solución 111
- Respuesta transitoria: secuencia de solución 112

7. Generar y exportar un fichero de texto (.bdf), que contiene toda la información necesaria del modelo que se quiere simular, de entrada para el software de análisis de elementos finitos Nastran y ejecutarlo con dicho software.

8. Importar en Patran los resultados del análisis (Módulo *Analysis*). Una vez que Nastran ha resuelto el modelo, los resultados de la simulación se importan a través del módulo de *Analysis (Access Results)*, el cual lee el archivo de datos de salida (.op2).

9. Analizar los resultados mediante la interfaz gráfica (Módulo *Results*). Cuando los resultados han sido importados, pueden visualizarse en el módulo *Results*, el cual, es capaz de crear animaciones de la simulación, gráfico, tablas de resultados, etc.

Los pasos de la secuencia de trabajo comprendidos entre el 1 y el 6 (ambos inclusive) corresponden con la etapa de preprocesado del método de los elementos finitos, mientras que el paso 7 pertenece a la etapa de procesado y, por último, los pasos 8 y 9 están enmarcados dentro de la etapa de postprocesado.

### 3.3. Modelo numérico

#### 3.3.1. Introducción

Como ya se ha comentado en el objetivo de este proyecto, el programa de elementos finitos elegido para la realización del modelo es MSC Patran, en su versión 2012.2 64-Bit, mientras que para la solución del mismo se ha utilizado el solver MSC Nastran, versión 2010.1.1.

El tipo de unión elegida para el estudio es una distribución simple de remaches sobre una placa sometida a una fuerza excéntrica. Esta fuerza genera un momento alrededor del centro de gravedad de los remaches, de tal manera que se generarán fuerzas de cortadura debidas a la carga aplicada y al momento inducido.

El objetivo es crear un modelo de elementos finitos (FEM) que reproduzca con la mayor precisión posible los resultados obtenidos analíticamente a través de la hoja Excel programada con la formulación basada en uniones Bolt Group.

➤ **Hipótesis y consideraciones para la creación del modelo.**

Para conseguir unos resultados casi idénticos a los obtenidos por medio de la formulación indicada se han tenido en cuenta las siguientes hipótesis y consideraciones:

- La placa tiene que poseer una rigidez infinita. Es necesario que sea así puesto que la herramienta desarrollada se ciñe a la metodología de Bolt Group. Esta rigidez se proporcionará a la placa a través del módulo de Young (E) asignado.
- La rotación en torno al eje longitudinal de los remaches debe estar permitida. En principio, no hay nada que impida que el remache gire sobre su eje, salvo la pre-compresión que se haya aplicado en su instalación, pero esta fuerza no se ha considerado.

- Nodos duplicados en las posiciones donde se encuentran los remaches que forman la unión.
- Como rigidez de los remaches en todas las direcciones se ha utilizado el producto  $EA$ , donde  $E$  es el módulo de elasticidad propio de cada remache y  $A$  es el área.
- El punto de aplicación de la fuerza a la que se encuentra sometida la unión remachada se encontrará posicionado en el interior de la placa.

### 3.3.2. Realización del proceso

#### ➤ Características geométricas.

A continuación se muestra una imagen (ver figura 17) con la geometría de la unión que se ha escogido, a modo de ejemplo, para explicar la creación del modelo; sin embargo, la herramienta se encuentra perfectamente parametrizada.

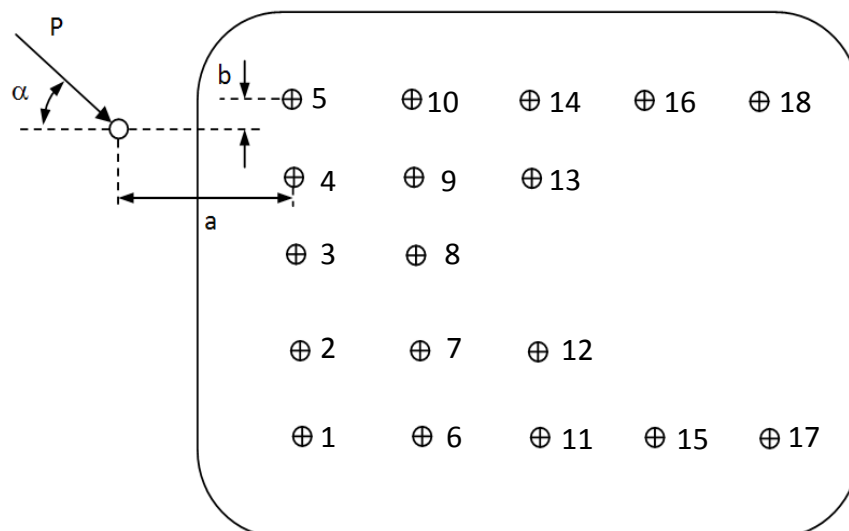


Figura 17: Unión empleada para la explicación del FEM.

Los datos geométricos de la unión considera como ejemplo son los siguientes:

- $p_x = 40$  mm (paso entre remaches en sentido horizontal).
- $p_y = 36$  mm (paso entre remaches en sentido vertical).
- $a = 50$  mm (distancia de la 1ª columna de remaches al punto de aplicación de la carga).
- $b = 20$  mm (distancia del remache 5 al punto de aplicación de la carga).
- $D = 7.9$  mm (1ª y 2ª columnas de remaches).
- $D = 6.4$  mm (3ª, 4ª y 5ª columnas de remaches).
- $t = 3$  mm  $\rightarrow$  el espesor escogido es un valor típico del recubrimiento (*skin*) de un avión.

Según las consideraciones generales de diseño (apartado 2.2) la distancia a borde tiene que ser de un mínimo de 2 veces el diámetro de los remaches. Para cumplir con dicha condición de diseño se ha aplicado una distancia a borde de  $3D_{max}$  (3 veces el mayor de los diámetros) a la placa del modelo.

Entonces, según la figura 17, sus consideraciones geométricas, y la distancia a borde: la placa tiene una longitud total de  $L = 257.4$  mm y una anchura de  $W = 191.4$  mm, calculadas de la siguiente manera:

$$L = 4p_x + 6D_{max} + a$$

$$W = 4p_y + 6D_{max}$$

Por último, considerando que se ha posicionado el sistema de coordenadas de referencia del modelo en el remache número 1 y los pasos  $p_x$  y  $p_y$ , las posiciones de cada remache son las mostradas en la tabla 1.

Remache (ID)	Coordenadas	
	X (mm)	Y (mm)
1	0.000	0.000
2	0.000	36.000
3	0.000	72.000
4	0.000	108.000
5	0.000	144.000
6	40.000	0.000
7	40.000	36.000
8	40.000	72.000
9	40.000	108.000
10	40.000	144.000
11	80.000	0.000
12	80.000	36.000
13	80.000	108.000
14	80.000	144.000
15	120.000	0.000
16	120.000	144.000
17	160.000	0.000
18	160.000	144.000

Tabla 1: Coordenadas de los remaches.

➤ **Fuerzas aplicadas.**

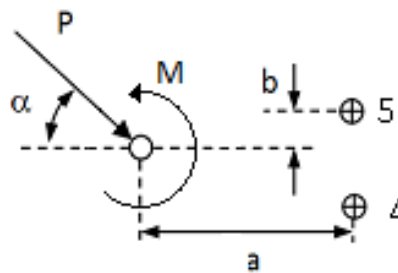


Figura 18: Fuerza y momento aplicados

Como puede apreciarse en la figura 18, la fuerza excéntrica  $P$  se encuentra aplicada a una distancia “a” en sentido contrario al eje x de la primera columna de remaches y a una distancia “b” en sentido negativo del eje y del remache número 5. Los datos relativos a la fuerza aplicada son:



$$P = 8000 \text{ N}$$

$$\alpha = 60^\circ$$

$$a = 50 \text{ mm}$$

$$b = 20 \text{ mm}$$

En la unión estudiada en el presente modelo no hay momento aplicado, sin embargo, se ha representado en el esquema de fuerzas con el objetivo de tener consciencia de que la herramienta ha sido diseñada de tal forma que resuelve uniones que estén sometidas a la aplicación simultánea de una fuerza excéntrica y un momento.

$$M = 0 \text{ N} \cdot \text{mm}$$

### ➤ Propiedades mecánicas del material de la placa y de los remaches.

Para representar la rigidez infinita de la placa Patran no dispone de ninguna opción para ello, por lo que tras realizar varias pruebas considerando diferentes módulos de Young (E), se ha creado un material cuyo E equivale a dicha rigidez. En la tabla 2 se detallan las propiedades mecánicas del material empleado en el modelo.

PLATE MATERIAL	
Módulo de Young (E) (MPa)	1e12
Coeficiente de Poisson ( $\mu$ )	0.3

Tabla 2: Propiedades mecánicas de la placa.

Por otro lado, en la tabla 3 se detallan las propiedades mecánicas de los remaches utilizados.

	Remaches (ID)	E (MPa)	Rigidez ( $K \approx EA$ ) (MPa)
<b>D = 7.9 mm</b>	1 2 3 4 5 6 7 8 9 10	$2 \cdot 10^5$	9803340
<b>D = 6.4 mm</b>	11 12 13 14 15 16 17 18	$2 \cdot 10^5$	6433982

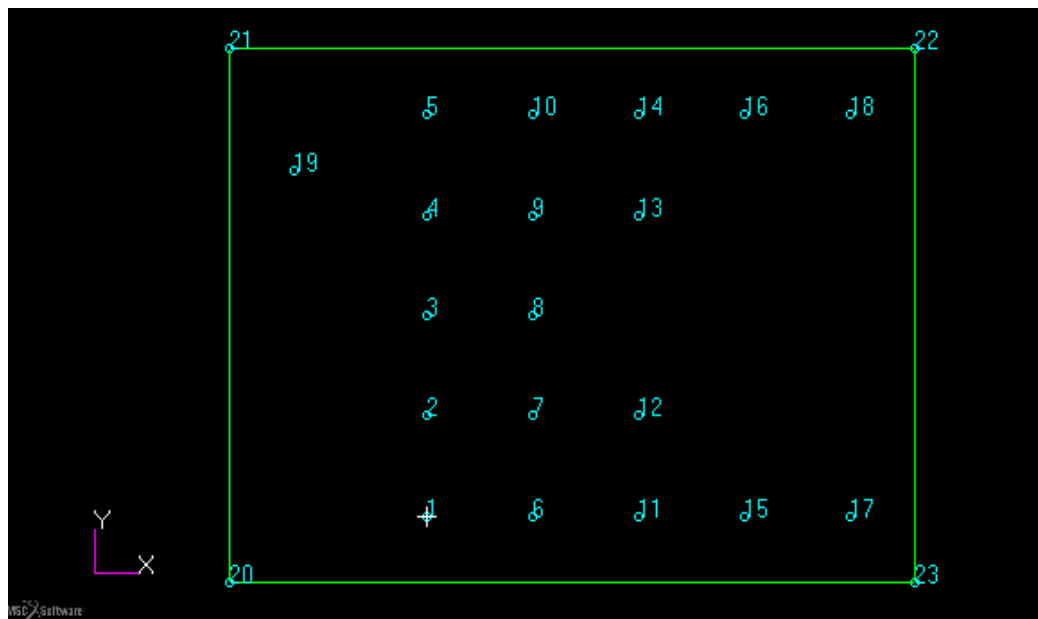
Tabla 3: Propiedades mecánicas de los remaches.

➤ **Realización del modelo en Patran.**

▪ **MÓDULO GEOMETRY.**

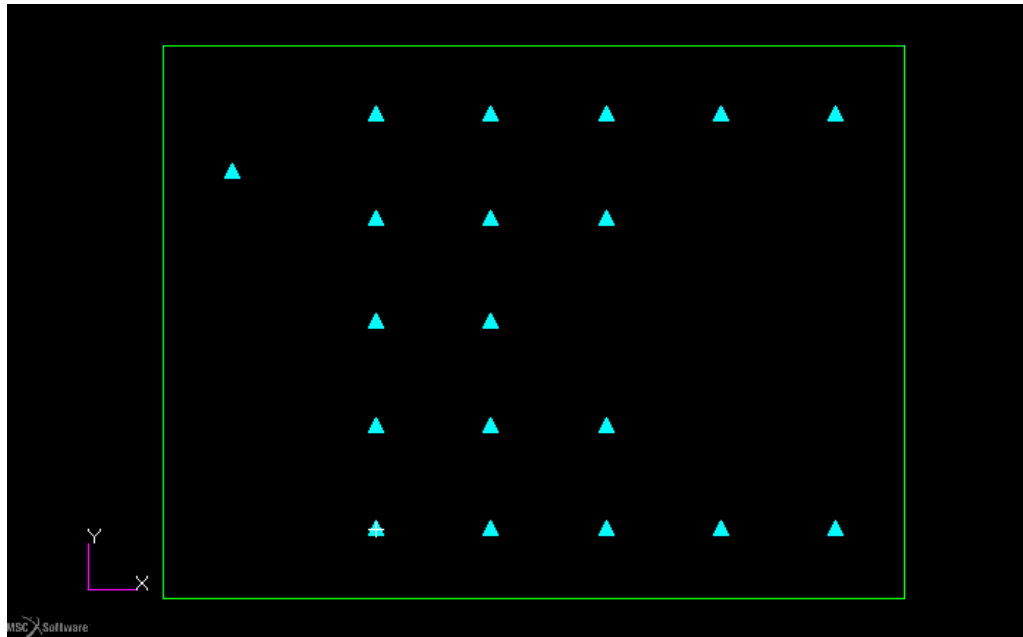
A la hora de crear el modelo en Patran, la primera acción que se ha realizado es el dibujo de la superficie que encerrará tanto los puntos donde están situados los remaches como el punto de aplicación de la carga (ver figura 19). La creación de dicha superficie se ha llevado a cabo por el método XYZ según la nomenclatura de Patran, para ello es necesario proporcionar al programa el punto de origen de la superficie y el vector diagonal que define la misma.

El siguiente paso ha sido crear los puntos con las coordenadas de los remaches (ver figura 19) y el punto en el que se aplicará la fuerza a la que está sometida la unión.



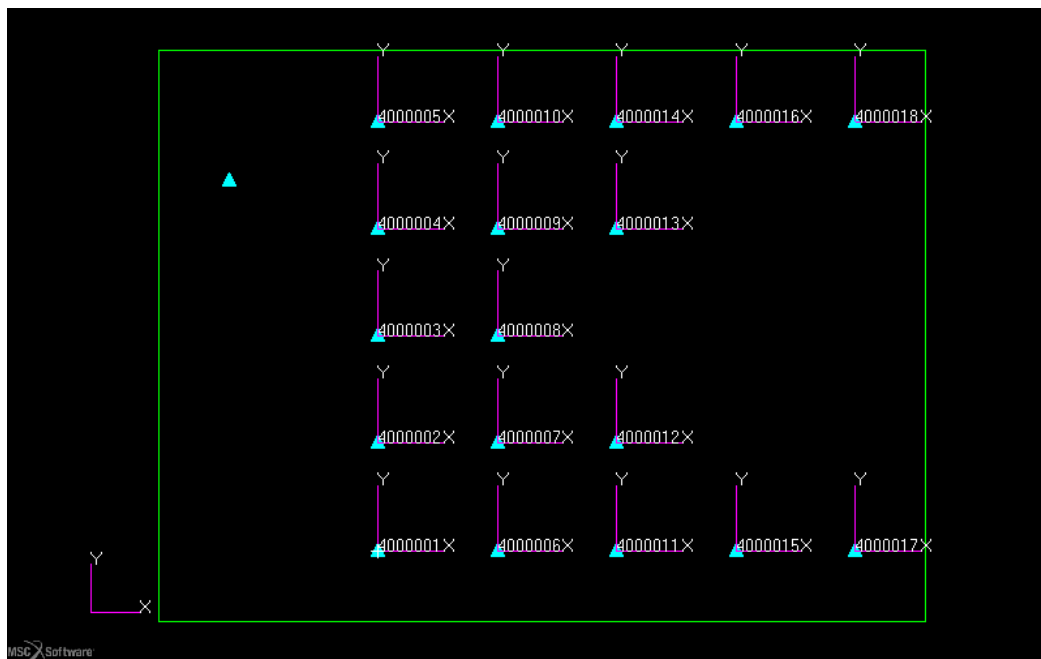
**Figura 19: Placa y puntos creados en el módulo Geometry**

Una premisa fundamental en la creación del modelo es que la malla debe pasar por las posiciones de los remaches (en el módulo Mesh se detalla con más exactitud). Por lo que, una vez que los puntos han sido creados, la siguiente acción que se ha realizado ha sido asociarlos a la superficie (ver figura 20).



**Figura 20: Puntos asociados a la superficie**

Para la correcta simulación de los remaches es necesario permitir la rotación de los mismos alrededor de su eje longitudinal. Por este motivo, la última operación que se ha realizado en el módulo Geometry ha sido definir sistemas de coordenadas (CIDs en Patran) en cada una de las posiciones de los remaches (ver figura 21). El método empleado para su creación ha sido el método Axis según la denominación de Patran, para el cual los datos de entrada son el origen del sistema de coordenadas, un punto del eje X y un punto del eje Y. Los sistemas de coordenadas han sido creados haciendo coincidir el eje Z con la dirección longitudinal del remache (perpendicular a la placa).



**Figura 21: Sistemas de coordenadas de los remaches.**

A continuación, se muestra, a modo de ejemplo, la tarjeta generada en el archivo .bdf de entrada a Nastran para el remache número 2 a través de la cual se crea el sistema de coordenadas en dicho remache:

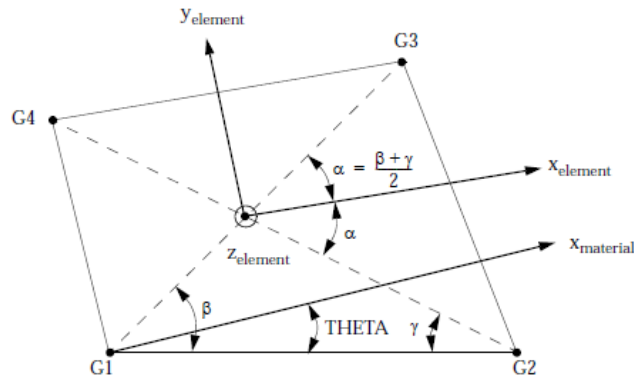
CORD2R	4000002	0.	36.	0.	0.	36.	36.
		36.	36.	0.			

#### ▪ MÓDULO MESHING

Una vez que se han llevado a cabo todos los pasos a realizar en el módulo Geometry, se ha procedido a realizar el mallado del modelo.

Como se ha comentado anteriormente (módulo Geometry) el mallado se debe realizar de tal forma que la malla pase por los puntos donde se situarán los elementos que simularán los remaches. La superficie al tener asociados unos puntos, pasa a ser considerada una superficie de geometría compleja. Entonces, si se utiliza un mallador Isomesh la malla generada guardará continuidad pero los puntos de los remaches no estarán representados con nodos, de tal manera que, al resolver el modelo en Nastran se produciría un error. Para que esto no ocurra, el mallador utilizado será de tipo Paver (mallador libre) que se usa para mallar todo tipo de superficies.

Antes de realizar el mallado, se van a definir todos los aspectos que definirán la malla utilizada. En primer lugar, del párrafo anterior se obtiene que la técnica de mallado a emplear es de tipo Paver. En segundo lugar el tipo de elemento que se ha utilizado es: elemento tipo placa de 4 nodos CQUAD4 (ver figura 22). Por último, falta determinar el tamaño del elemento.



**Figura 22: Geometría y sistema de coordenadas del elemento CQUAD4. [13]**

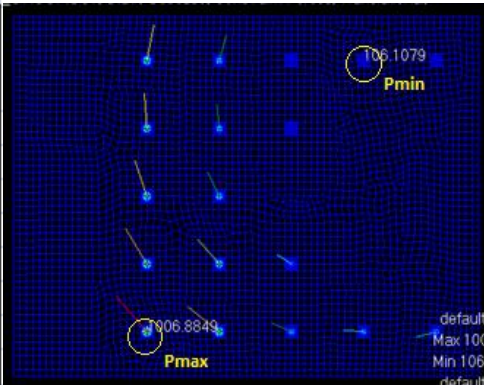
Para la obtención del tamaño de elemento óptimo, generalmente se realiza un análisis de sensibilidad de malla. Este proceso, tiene por objetivo encontrar un tamaño de elemento que garantice una solución del modelo suficientemente precisa sin que ello repercuta en un excesivo coste computacional (tiempo de solución del modelo), esto se denomina solución de compromiso.

El análisis de sensibilidad se lleva a cabo de la siguiente manera: se parte de un tamaño de elemento y progresivamente se va disminuyendo, de tal manera, que el número de elementos va aumentando. Resolviendo el modelo con los diferentes tamaños se observa que a medida que se aumenta el número de elementos la solución converge. Sin embargo, según se incrementa el número de elementos de la malla, aumentará irrevocablemente el tiempo de solución.

En el presente modelo se han tomado como valores significativos para el análisis de sensibilidad las cargas de cortadura máxima y mínima, producidas en los remaches 1 y 16 respectivamente (ver tabla 4). Los resultados obtenidos pueden verse en dicha figura.

### ○ **Análisis de sensibilidad de malla**

Número de elementos de la placa	Carga de cortadura máxima (N)	Carga de cortadura mínima (N)
281	1006.8848	106.1078
358	1006.8851	106.1079
661	1006.8851	106.1079
1002	1006.8850	106.1079
1947	1006.8850	106.1079
3835	1006.8849	106.1079
8638	1006.8849	106.1079
15164	1006.8849	106.1079

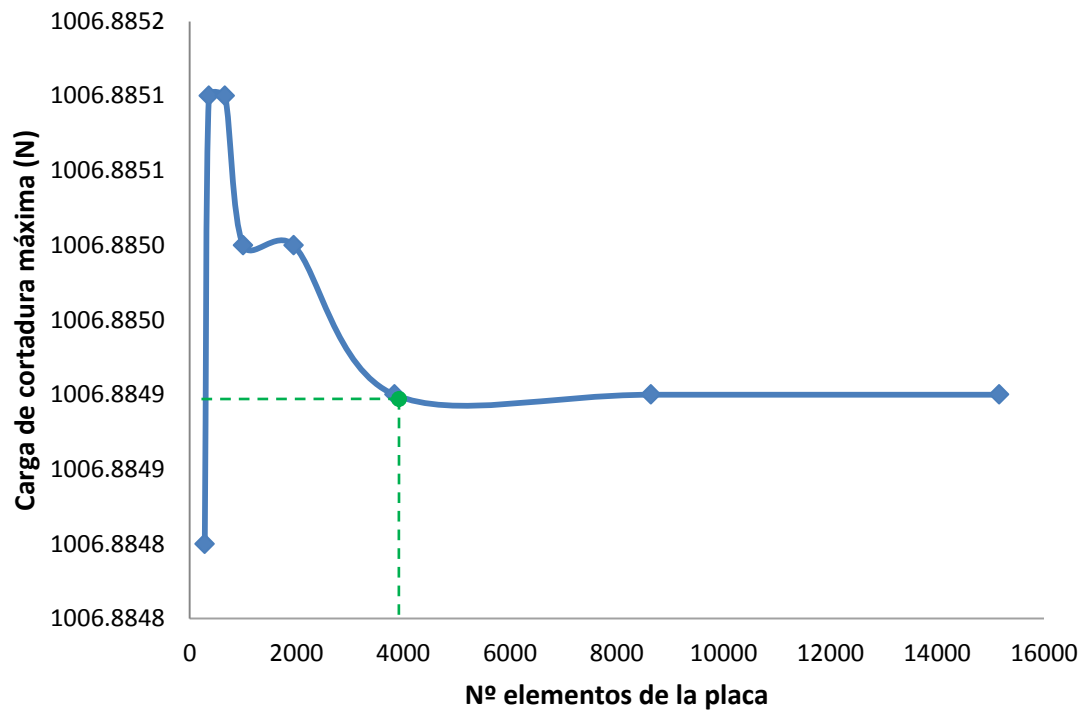


**Tabla 4: Resultados del análisis de sensibilidad (izquierda) y representación gráfica del punto de estudio de cargas de cortadura (derecha).**

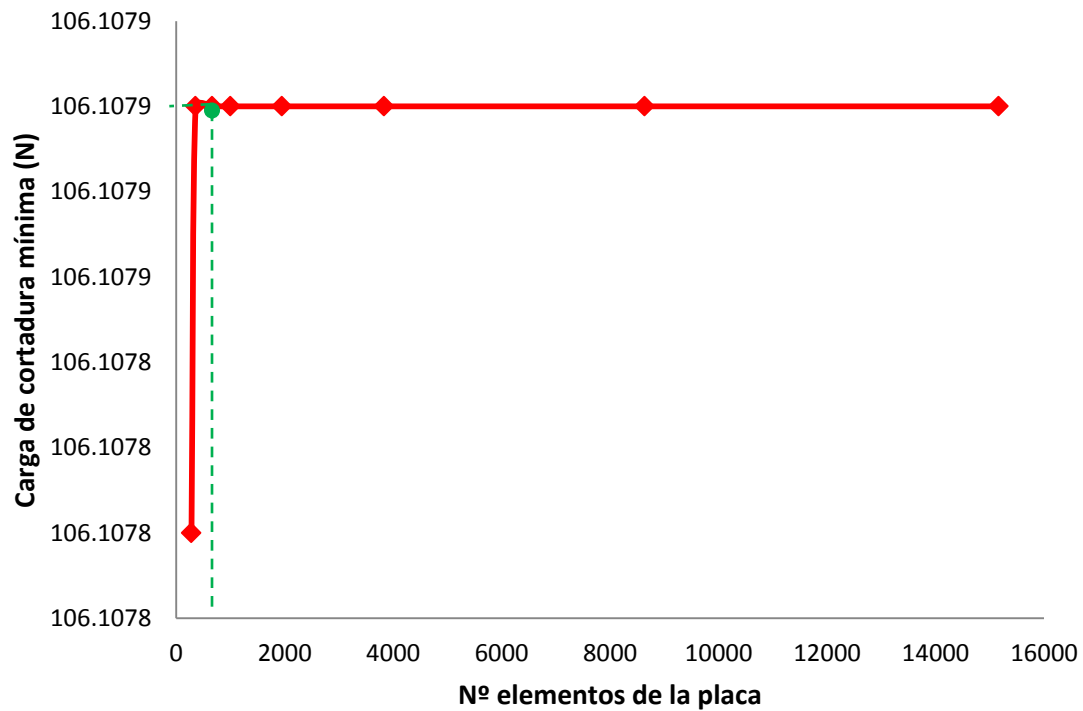
Tal y como se puede apreciar en las gráficas 1 y 2, los valores de la carga de cortadura máxima y mínima tienden a converger a medida que aumenta el número de elementos. Como puede observarse, los valores de la mínima carga convergen antes que los de la máxima, por lo que si sólo se atiende al criterio de mínima carga se obtiene una malla menos refinada (con menos elementos). Sin embargo, el estudio para la carga máxima demuestra que para ese número de elementos en la malla, los resultados no habrían convergido aún y por tanto los resultados que arrojaría la solución del FEM no serían muy precisos. Es por ello que el criterio para la elección de una malla adecuada debe sustentarse en la convergencia de ambos valores

Dicho criterio se cumple para un número de elementos de la placa igual a 3835 (ver tabla 4 y gráficas 1 y 2) que resulta de introducir un tamaño de malla de la mínima distancia entre remaches o entre el punto de aplicación de la carga y el remache más cercano (en caso de que esta distancia sea más pequeña) dividida por 10.

Como se puede ver en la figura 17 la mínima distancia en el problema considerado será la distancia comprendida entre los remaches 4 y 5, que coincide con el paso entre remaches en dirección y ( $p_y=20$  mm), el tamaño de malla será entonces de 2 mm.



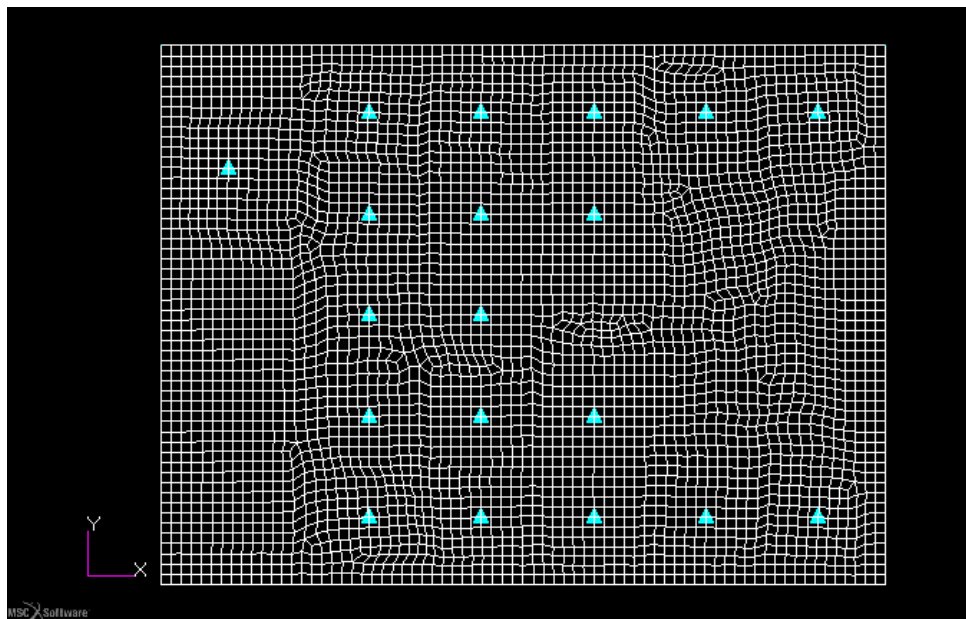
Gráfica 1: Análisis de sensibilidad de malla referido a carga de cortadura máxima (remache 1).



Gráfica 2: Análisis de sensibilidad de malla referido a carga de cortadura mínima (remache 16).

Como se ha comentado en el capítulo 2 del presente proyecto, el modelo se ha desarrollado siguiendo la metodología analítica de Bolt Group que asume la hipótesis de placa infinitamente rígida. Debido a esta rigidez infinita, la placa no sufre deformación y el esfuerzo es constante a lo largo de la misma, por lo que la solución apenas varía (ver tabla 4) con el número de elementos. Sin embargo, con vista a trabajos futuros, para poder recuperar esfuerzos y deformaciones representativos (para lo cual hace falta un número mínimo de elementos entre los remaches) en la placa para los casos en los que se analicen escenarios que se alejan de las hipótesis que asume la teoría de Bolt Group, se ha decidido utilizar el tamaño de elemento calculado mediante el análisis de sensibilidad.

La apariencia final de la placa mallada con todos los parámetros de malla que se han descrito se puede observar en la siguiente imagen (ver figura 23).



**Figura 23: Apariencia de la malla.**

En el siguiente recuadro, se muestra, como ejemplo, una de las tarjetas generadas en el archivo .bdf de entrada a Nastran para la creación de los elementos CQUAD:

CQUAD4	2981	19	1001111	1003244	1003243	1001110
--------	------	----	---------	---------	---------	---------



Una vez que la placa se ha mallado, el siguiente paso que se ha realizado ha sido crear nodos duplicados en la posición de los remaches y el punto de aplicación de la fuerza con un ID que irá desde el 1000001 hasta el 1000019, ya que esta unión consta de 18 remaches. Posteriormente, se ha realizado un Equivalence (acción que permite eliminar nodos duplicados) marcando la opción de mantener los nodos con ID más alto. De esta manera se tienen identificados los nodos a los que se unirán los elementos que simulan los remaches y que pertenecen a la placa.

Para simular los remaches se han creado elementos tipo CBAR2 (ver figura 24). Este tipo de elemento se debe crear entre dos nodos. Por lo que, en un paso previo, se han vuelto a crear nodos en las posiciones de los remaches con ID desde el 2000001 al 2000019. Además, sobre estos nodos se aplicarán la condiciones de contorno como se verá en el módulo Load.

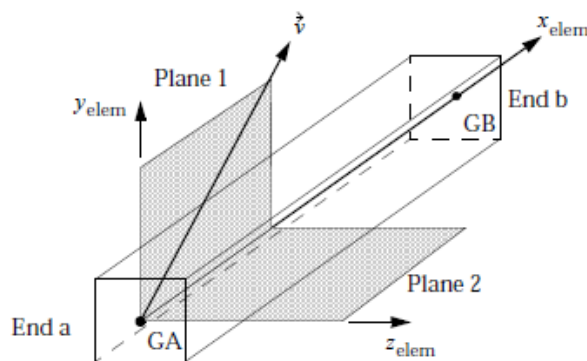
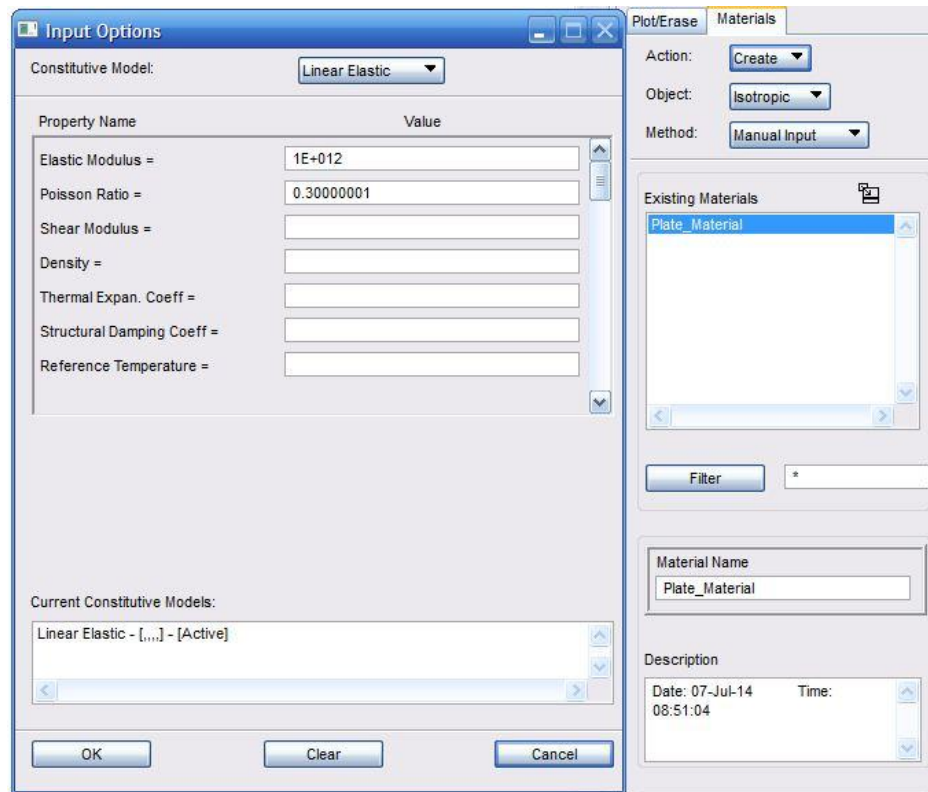


Figura 24: Geometría del elemento CBAR2. [13]

#### ▪ MÓDULO PROPERTIES

En primer lugar, se creará el material que posteriormente será aplicado a la propiedad de la placa. El material creado tendrá las propiedades descritas en la Tabla 2 (ver figura 25).

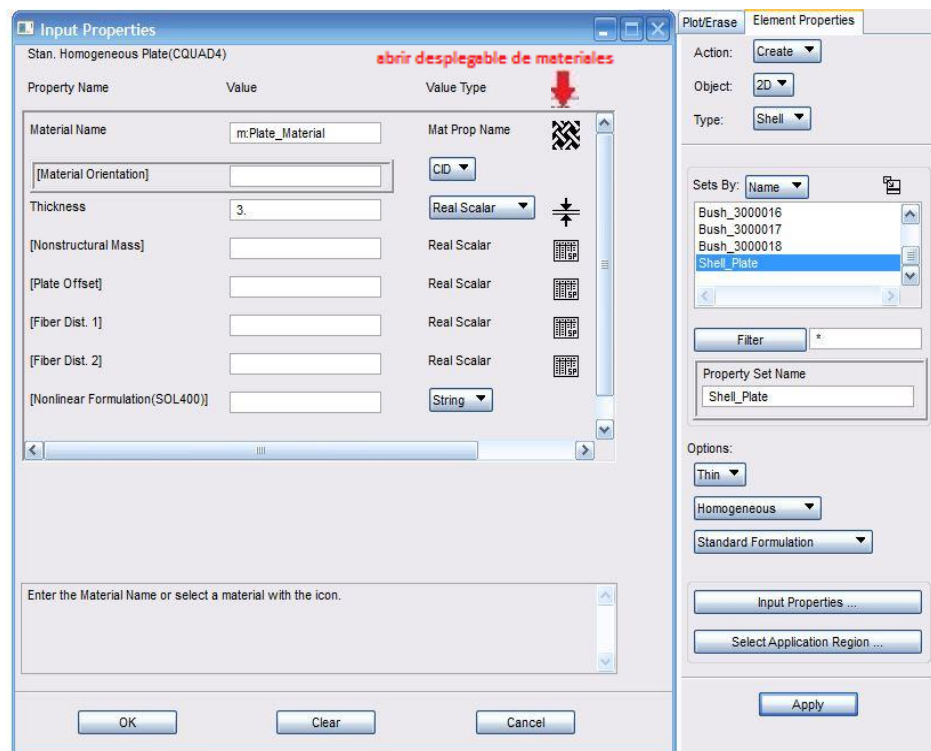


**Figura 25: Definición de las propiedades del material de la placa.**

Seguidamente, se presenta la tarjeta generadas en el archivo .bdf de entrada a Nastran a través de la cual queda definido el material que debe asignarse a la propiedad PSHELL de la placa:

MAT1	1	1.+12	.3
------	---	-------	----

Una vez que se ha definido el material, el siguiente paso es crear la propiedad 2D tipo PSHELL (tipo placa) con dicho material y el espesor de la placa que se ha descrito en las características geométricas del modelo  $t=3\text{mm}$  (ver figura 26). La selección del material se realiza a través de un desplegable. A continuación se asigna dicha propiedad a la superficie creada en el módulo Geometry (también se puede asignar directamente sobre los elementos CQUAD generados en el módulo Meshing).



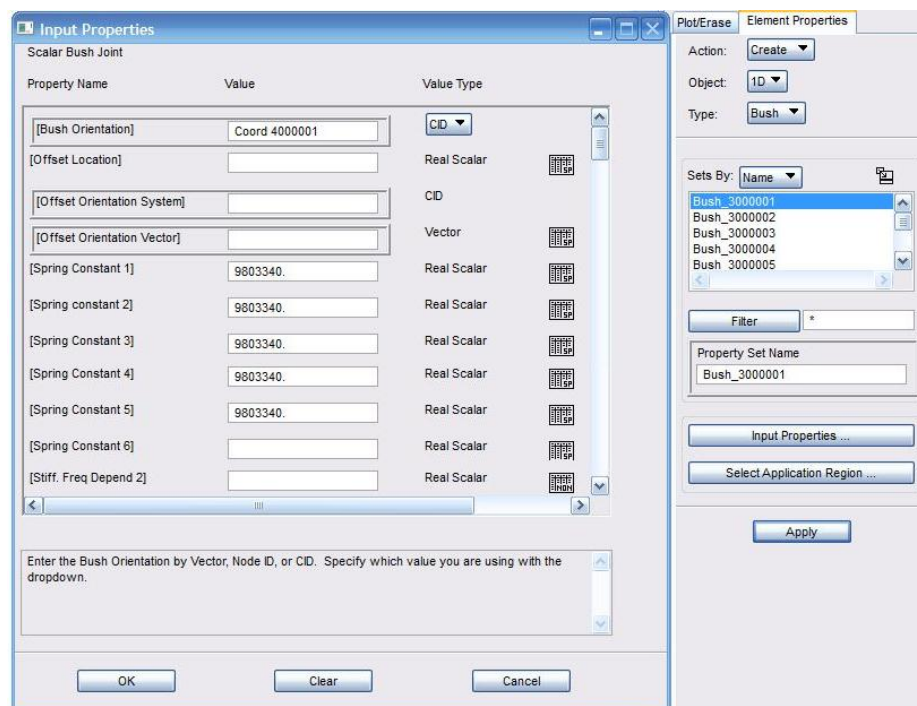
**Figura 26: Creación de la propiedad 2D PSHELL.**

La tarjeta generada por Patran en el fichero .bdf en la cual queda definida la propiedad tipo PSHELL que se proporcionará a los elementos CQUAD es la siguiente:

PSHELL	19	1	3.	1	1
--------	----	---	----	---	---

Como última operación de este módulo, se han tenido que crear las propiedades 1D tipo PBUSH correspondientes a cada remache, que se aplicarán sobre los elementos CBAR2 creados en el módulo Meshing, generando así elementos CBUSH. Este tipo de elemento es el adecuado para simular correctamente los remaches, ya que permite introducir la rigidez (módulo EA) en todas las direcciones del espacio (X, Y, Z, RX, RY y RZ). Las rigideces rotacionales no deberían ser las mismas que las de en plano X e Y, pero como no intervienen en el problema y es necesario introducirlas para que Nastran no interprete que el elemento es un mecanismo y genere un error, se ha introducido el mismo valor en todas las rigideces.

Como se ha comentado en el módulo Geometry los remaches tienen que estar libres de restricciones para poder girar en torno a su eje longitudinal, por lo que a la hora de crear los elementos CBUSH, éstos deben referenciarse a su propio sistema de coordenadas y no hay que introducir la rigidez en la dirección RZ. En la imagen que se muestra a continuación se observa cómo crear la propiedad para un remache, siendo el proceso análogo para el resto con sus correspondientes rigideces descritas en la tabla 3 (ver figura 27).



**Figura 27: Creación de las propiedades 1D PBUSH.**

A continuación, se muestran, a modo de ejemplo, la tarjeta generada en el archivo .bdf de entrada a Nastran para definir la propiedad PBUSH que será asignada al elemento CBUSH correspondiente al remache número 1 y la tarjeta asignada a dicho elemento CBUSH:

PBUSH*	1	K	9.80334+6	9.80334+6
*	9.80334+6	9.80334+6	9.80334+6	

CBUSH	3000001	1	1000001	2000001	4000001
-------	---------	---	---------	---------	---------

### ▪ MÓDULO LOAD

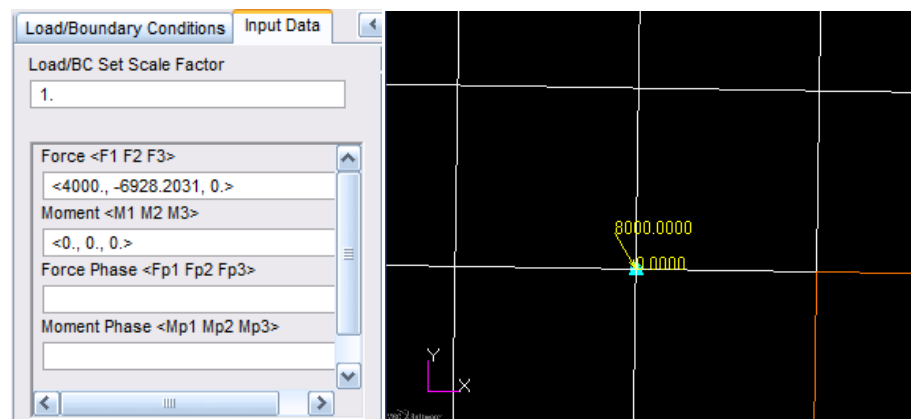
Llegados a este punto, sólo queda introducir las cargas y condiciones de contorno (BC) a las que se encuentra sometida la unión para tener totalmente definido el FEM. Tanto las cargas como las BC se introducen referidas al sistema de coordenadas global.

Cabe destacar que para introducir en Patran la fuerza aplicada ( $P=8000$  N) se ha descompuesto en sus componentes horizontal ( $P_x$ ) y vertical ( $P_y$ ), teniendo en cuenta el ángulo que la carga forma con respecto a la horizontal.

$$P_x = P \times \cos \alpha = 8000 \times \cos 60^\circ = 4000 \text{ N}$$

$$P_y = P \times \sin \alpha = 8000 \times \sin 60^\circ = 6928.2031 \text{ N}$$

El sistema de coordenadas global del modelo está posicionado en la posición del remache 1. Entonces, la componente horizontal de la fuerza va en el mismo sentido que el eje X de dicho sistema de coordenadas y se introducirá con un valor positivo, mientras que la componente vertical va en sentido contrario al eje Y, por tanto se introducirá como un valor negativo (ver figura 28).



**Figura 28: Introducción y vista detallada de la fuerza.**

La tarjeta correspondiente a la fuerza aplicada en la unión generada en el fichero que contiene los datos del modelo (.bdf) tiene la siguiente apariencia:

FORCE	1	1000019	0	8000.	.5	-.866025	0.
-------	---	---------	---	-------	----	----------	----

Los apoyos, como se introdujo en el módulo meshing, se aplican sobre los nodos duplicados con IDs 20000XX que forman parte de los elementos CBAR2. Los apoyos utilizados impiden el movimiento de los nodos sobre los que actúan en las direcciones del espacio X, Y, Z, RX y RY (1, 2, 3, 4 y 5 en Patran). En el caso de los apoyos, también es necesario permitir la rotación alrededor del eje Z. La forma de generar estos apoyos en Patran es crear un desplazamiento nodal con valor 0 en dichas direcciones (ver figura 29).

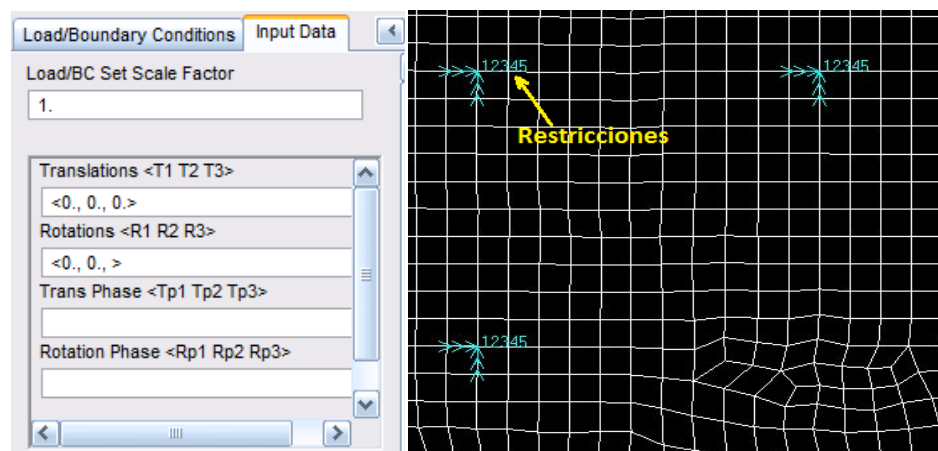


Figura 29: Introducción y vista detallada de los apoyos.

A continuación, se muestra, la tarjeta asociada al fichero .bdf de entrada a Nastran mediante la cual quedan definidas las condiciones de contorno que se aplican a la unión:

SPC1	1	12345	2000001	THRU	2000018
------	---	-------	---------	------	---------

Finalmente se puede observar el modelo final (ver figura 30), listo para proceder con el análisis.

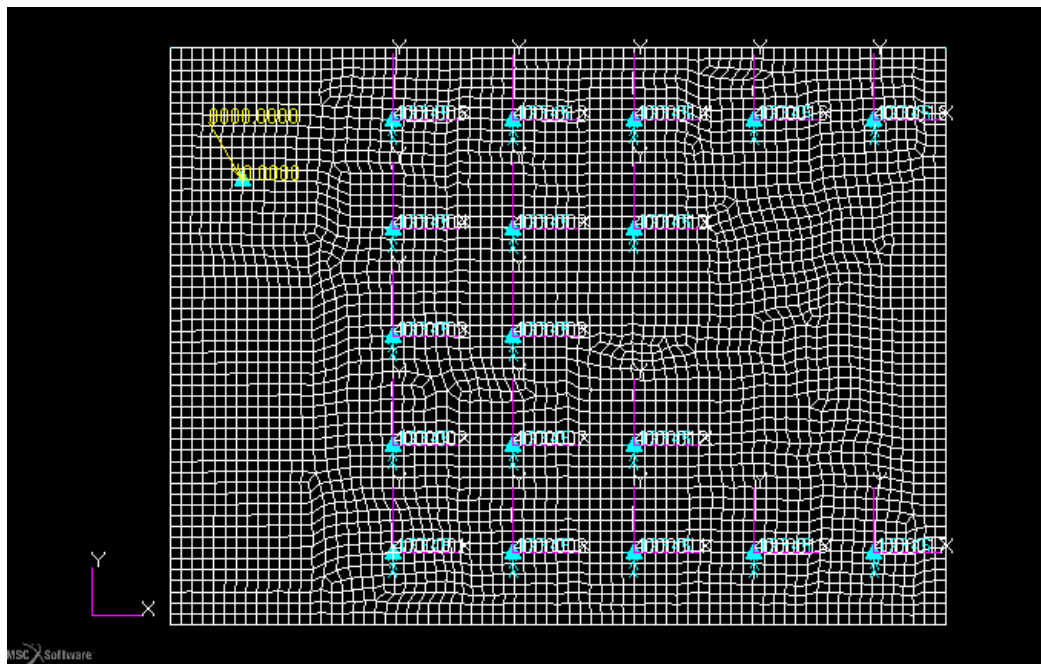


Figura 30: Vista del modelo completo.

#### ▪ MÓDULO ANALYSIS

En este módulo se genera el fichero .bdf que contiene las tarjetas de código con toda la información del modelo que se ha creado y que servirá como entrada a Nastran.

Para generar el archivo, en primer lugar, se debe elegir el tipo de análisis que se quiere realizar. En nuestro caso el tipo de solución que se ha utilizado es la solución 101 de Nastran (análisis estático lineal).

A continuación, se seleccionan los casos de carga que se quieren incluir en el análisis y los parámetros relativos a los mismos. En el modelo estudiado hay un único caso de carga.

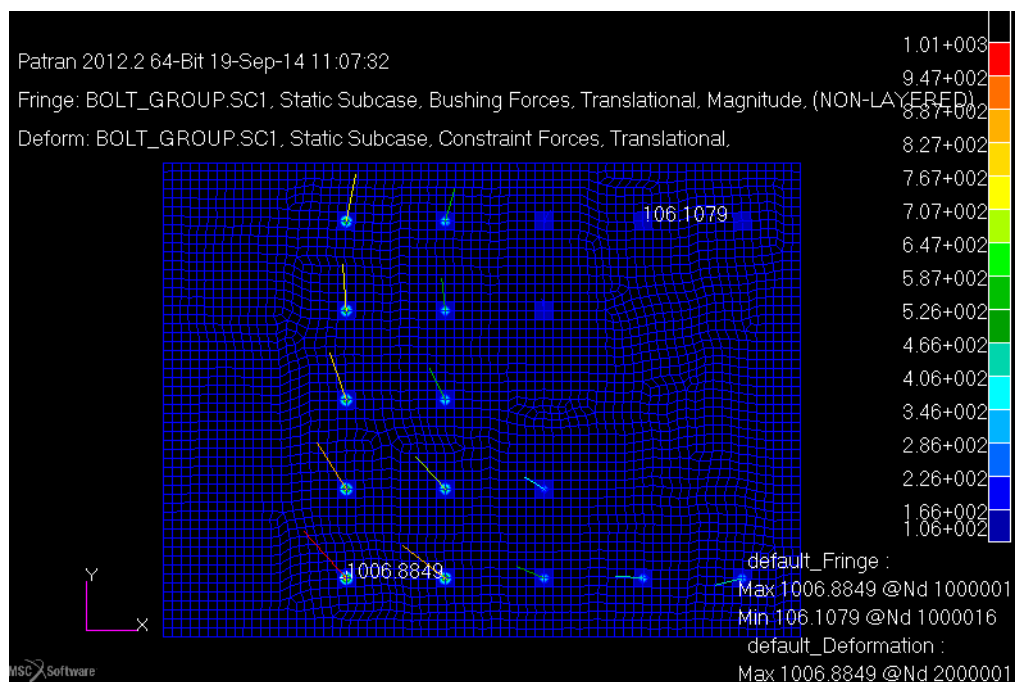
Por último, en el apartado Output Requests se seleccionan los resultados que Nastran devolverá. Se ha seleccionado, además de las opciones por defecto (tensión de Von Mises, deformación y reacciones en los apoyos), el resultado de fuerzas en las barras (elementos CBUSH). Este resultado es el que nos permitirá leer la carga de cortadura que sufre cada remache.



Una vez que se ha generado el archivo .bdf, se introduce en el solver (Nastran) y éste genera una serie de archivos de salida, los de mayor interés son los archivos con extensiones .f06 y .op2, ambos contienen los resultados del modelo. El archivo .f06, contiene los resultados en formato de texto y permite averiguar si se ha generado algún error (FATAL) durante el análisis, en cuyo caso devuelve un mensaje de error explicando el origen del mismo; si no se encuentra ningún error significa que el caso ha sido resuelto correctamente y se puede proceder a cargar los resultados. El archivo .op2 es un fichero binario que contiene la información de los resultados del análisis solicitado, y será el que hay que cargar en el módulo Analysis de Patran para la visualización de los mismos.

#### ▪ MÓDULO RESULTS

Como se ha comentado en la introducción a MSC Patran/Nastran, este módulo es el encargado del postprocesado de resultados. Como ejemplo se adjunta una imagen con los resultados globales de fuerzas de cortadura en todos los remaches (bushing forces traslational en Patran) (ver figura 31), sin embargo, existen opciones que permiten leer las fuerzas descompuestas en sus componentes y ver los resultados individualmente en cada remache.



**Figura 31: Resultado de fuerzas de cortadura en los remaches.**



### 3.3.3. Parametrización y automatización del FEM.

Una vez que se tiene definido el modelo para simular una unión y se ha comprobado que el modelo generado anteriormente arroja resultados de las cargas de cortadura de los elementos de fijación con gran precisión, el último y más laborioso de los pasos ha sido automatizar el proceso de generación del FEM.

Se ha realizado la programación de una macro en Visual Basic para Excel que proporciona un fichero .ses de Patran en lenguaje PCL (Patran Command Language) para poder generar automáticamente el FEM para cualquier configuración de unión (en función de los datos de entrada de la herramienta).

El proceso seguido para dicha automatización ha sido el siguiente:

En primer lugar, se ha abierto el archivo .ses generado por Patran para la unión de ejemplo descrita en la sección anterior (apartado 3.3.2) y se ha ido viendo el comando que ejecuta Patran para la realización de cada acción que se detalla en el apartado anterior (crear un punto, crear una superficie, asociarlo a la geometría, introducción de cargas, etc). Con objeto de proporcionar nociones de los comandos PCL utilizados, se muestran a continuación algunas de las acciones realizadas en Patran y su comando correspondiente en PCL:

■ Crear un punto en la posición [0 0 0], ID=1:

```
STRING asm_create_grid_xyz_created_ids[VIRTUAL]
asm_const_grid_xyz( "1", "[0 0 0]", "Coord 0",
asm_create_grid_xyz_created_ids )
```

■ Se crea la superficie: vector <xmax - xmin + 6Dmax, ymax-ymin + 6Dmax> y origen [xmin-3Dmax, ymin-3Dmax]:

```
STRING asm_create_patch_xy_created_ids[VIRTUAL]
asm_const_patch_xyz( "1", "<108 118 0>", "[-24 -24 0]",
"Coord 0", @
asm_create_patch_xy_created_ids )
```

■ Se asocia un único punto a la superficie:

```
STRING sgm_associate_po_associated_ids[VIRTUAL]
sgm_associate_point_surface( "Point 1", "Surface 1", @
sgm_associate_po_associated_ids )
```

■ Se crea la malla PAVER con Global Edge Length = distancia mín entre remaches/10:

```
mesh_seed_display_mgr.erase( )

INTEGER fem_create_mesh_surfa_num_nodes
INTEGER fem_create_mesh_surfa_num_elems

STRING fem_create_mesh_s_nodes_created[VIRTUAL]

STRING fem_create_mesh_s_elems_created[VIRTUAL]

fem_create_mesh_surf_4( "Paver", 49680, "Surface 1", 4, ["5",
"0.1", "0.2", "1.0"], "Quad4", "#", "#", "Coord 0", "Coord 0",
fem_create_mesh_surfa_num_nodes,fem_create_mesh_surfa_num_elems,
fem_create_mesh_s_nodes_created,fem_create_mesh_s_elems_created )
```

Acto seguido, se ha programado la repetición de la ejecución de cada uno de los comandos tantas veces como remaches contenga la unión considerada, para lo cual, ha sido necesario parametrizar los comandos a través de bucles y definición de variables en Visual Basic.

A modo de ejemplo, se detallan algunas de las variables definidas y cálculos que se han programado para la automatización del FEM son:

- Obtención de la mínima distancia entre remaches ( $d_{\min}$ ) para poder determinar el tamaño de elemento de la malla (como se ha explicado antes  $d_{\min}/10$ ).
- El punto de aplicación de la carga será el nodo  $1000000 + (n + 1)$ , donde  $n$  es la variable correspondiente al número de remaches.
- Para fijar el punto de origen y la diagonal necesaria para crear la placa se ha programado la obtención de:
  - Mínima coordenada X e Y de los remaches y la carga.
  - Máxima coordenada X e Y de los remaches y la carga.
  - Máximo diámetro de los remaches ( $D_{\max}$ ).

A modo ilustrativo, se presentan algunos de los bucles y las variables programados en Visual Basic:

▪ Bucle programado para crear los puntos de todos los remaches:

```
For i = 1 To n + 1

    If (i < n + 1) Then

        Print #3, "asm_const_grid_xyz( " & c & a(i, 0) & c
        & ", " & c & "[" & a(i, 1) & " " & a(i, 2) & " 0]"
        & c & ", " & c & "Coord 0" & c & ", @"

    Else

        Print #3, "asm_const_grid_xyz( " & c & max_ID + 1 &
        c & ", " & c & "[" & a(i, 1) & " " & a(i, 2) & "
        0]" & c & ", " & c & "Coord 0" & c & ", @"

    End If

    Print #3, "asm_create_grid_xyz_created_ids )"

Next i
```

▪ Bucle programado para crear los sistemas de coordenadas de cada remache:

```
For i = 1 To n

    Print #3, "asm_const_coord_axis( " & c & 4000000 +
    a(i, 0) & c & ", " & c & "XY" & c & ", " & c & "Coord
    0" & c & ", 1, " & c & "Point" & " " & a(i, 0) & c &
    ", " & c & "[" & a(i, 1) + 1 & " " & a(i, 2) & " 0]" &
    c & ", @"

    Print #3, c & "[" & a(i, 1) & " " & a(i, 2) + 1 & "
    0]" & c & ", asm_create_cord_axi_created_ids )"

Next i
```

▪ Bucle programado para crear los elementos CBUSH que simulan cada remache

```
For i = 1 To n

    Print #3, "elementprops_create( " & c & "Bush_" &
    3000000 + a(i, 0) & c & ", 89, 25, 20, 37, 2, 20,
    [4174, 4177, 4175, 4176, @"

    Print #3, "2104, 2105, 4178, 4179, 4186, 4187, 4198,
    4199, 4200, 4201, 4202, 4203, 4192, @"
```

```
Print #3, "4193, 4194, 4195, 4196, 4197, 2028, 2029,  
4188, 4189, 4190, 4191, 4204, 4205, @"  
  
Print #3, "4206, 4207, 4208, 4209, 4180, 4210, 4298,  
4299, 4300, 4301, 4302, 4181, 4182, @"  
  
Print #3, "4183, 4184, 4290, 4291, 4292, 4293, 4294,  
4295, 4296, 4297], [9, 1, 9, 2, 1, @"  
  
Print #3, "1, 1, 1, 1, 1, 1, 1, 1, 1, 1, 1, 1, 1, 1,  
1, 1, 1, 1, 1, 1, 1, 1, 1, 1, 1, 1, 1, 1, 1, 1, 1, @"  
  
Print #3, "1, 1, 1, 1, 1, 1, 1, 1, 1, 1, 1, 1, 1, 1,  
4, 4, 4, 4, 1, 1, 1, 4], [ @"  
  
Print #3, c & "Coord " & 4000000 + a(i, 0) & c & ", "  
& c & c & ", " & c & c & ", " & c & c & ", " & c &  
AE(i, 2) & c & ", " & c & AE(i, 2) & c & ", @"  
  
Print #3, c & AE(i, 2) & c & ", " & c & AE(i, 2) & c &  
", " & c & AE(i, 2) & c & ", " & c & c & ", " & c & c  
& ", " & c & c & ", " & c & c & ", " & c & c & " @"  
  
Print #3, ", " & c & c & ", " & c & c & ", " & c & c &  
", " & c & c & ", " & c & c & ", " & c & c & ", " & c  
& c & ", " & c & c & ", " & c & c & ", " & c & c & ",  
" & c & c & ", " & c & c & ", " & c & c & ", " & c & c  
& ", " & c & c & ", " & c & c & ", " & c & c & ", " & c  
& c & ", " & c & c & ", " & c & c & ", " & c & c & ",  
" & c & c & " @"  
  
Print #3, c & c & ", " & c & c & ", " & c & c & ", " &  
c & c & ", " & c & c & ", " & c & c & ", " & c & c &  
", " & c & c & ", " & c & c & ", " & c & c & ", " & c  
& c & ", " & c & c & ", " & c & c & ", " & c & c & ",  
" & c & c & ", " & c & c & ", " & c & c & ", " & c & c  
& " @"
```

Next i

- Bucle programado para crear los elementos CBAR:

For i = 1 To n

```
Print #3, "fem_create_elems_1( " & c; "Bar " & c & ",  
" & c & "Bar2" & c & ", " & c & 3000000 + a(i, 0) & c  
& ", " & c & "Standard" & c & ", 2, " & c & "node " &  
1000000 + a(i, 0) & c & ", @"  
  
Print #3, c & "node " & 2000000 + a(i, 0) & c & ", " &  
c & c & ", " & c & c & ", " & c & c & ", " & c & c &  
", " & c & c & ", " & c & c & ",  
fem create elemen elems created )"
```

Next i

## 4. Validación de la herramienta / resultados

En este capítulo se presentarán los resultados obtenidos, tanto analíticamente (salida de la Excel) como los que se extraen del modelo FEM, de una serie de ejercicios (análisis) sencillos de aplicación de la herramienta. Ambos resultados, se compararán con los correspondientes a cada problema que se encuentran publicados en el libro *Airframe Stress Analysis and Sizing* (Michael C. Y. Niu) y en el capítulo D1 del libro “*Analysis and Design of Flight Vehicle Structures* (Bruhn, E. F.). Todos los cálculos y sus respectivos resultados, contenidos en este libro, están validados y sirven de referencia en el sector aeronáutico.

La validación de la herramienta se centrará en la mayor de las cargas de cortadura que sufren los remaches, puesto que el remache que la soporta, generalmente, será el más crítico de la unión. Para la cual, se calculará el error cometido a través del cálculo analítico y del FEM respecto a los resultados reflejados en los libros. Las ecuaciones empleadas para el cálculo de ambos errores son:

- Error analítico:  $\varepsilon_{ANALÍTICO}(\%) = \frac{|P_{ANALÍTICA} - P_{PUBLICADA}|}{P_{PUBLICADA}} \times 100$
- Error FEM:  $\varepsilon_{FEM}(\%) = \frac{|P_{FEM} - P_{PUBLICADA}|}{P_{PUBLICADA}} \times 100$

Estos errores serán los encargados de determinar el grado de precisión de la herramienta y en función del mismo se aceptará como válida para el libre uso por parte del personal de la empresa.

## 4.1. Análisis de validación 1.

Determinar la mayor fuerza de cortadura que actúa en los remaches de la figura para los siguientes valores de los parámetros:  $P = 5000$  kp;  $e = 400$  mm;  $a = 7$  mm;  $b = 12$  mm, indicando a qué remache(s) corresponde. Todos los remaches son del mismo material y poseen igual diámetro [8]:

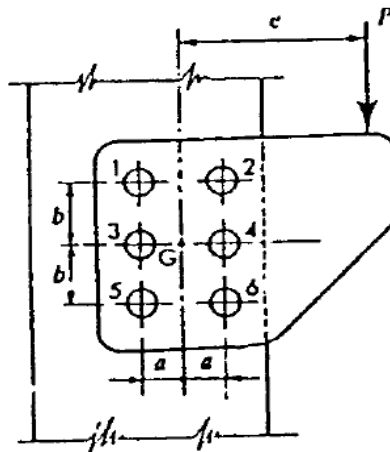


Figura 32: Esquema de la unión del ejercicio de validación. CASO 1. [8]

Remache	P		M		$P_x(Kp) =$	$P_y(Kp) =$	$P_{shear}$ kp
	$f_{1x}(kp) = \frac{P_x}{n}$	$f_{1y}(kp) = \frac{P_y}{n}$	$f_{2x}(Kp) = -\frac{P_{ey}}{\sum(x^2 + y^2)}$	$f_{2y}(Kp) = \frac{P_{ex}}{\sum(x^2 + y^2)}$	$f_{1x} + f_{2x}$	$f_{1y} + f_{2y}$	
1	-----	833.3	- 2758.6	- 1609.2	-2758.6	- 775.9	2865.6
2	-----	833.3	- 2758.6	1609.2	2758.6	2442.5	3684.5
3	-----	833.3	0	- 1609.2	0	- 775.9	775.9
4	-----	833.3	0	1609.2	0	2442.5	2442.5
5	-----	833.3	2758.6	- 1609.2	2758.6	-775.9	2865.6
6	-----	833.3	2758.6	1609.2	2758.6	2442.5	3684.5

Tabla 5: Resultados publicados del ejercicio de validación .CASO 1. [8]

➤ Validación frente a resultados analíticos.


			<b>BOLT GROUP 2D</b>				SE005
			Ref: BRUHN D1.17				v3.0
							27/07/2014
<b><u>BOLT GROUP 2D</u></b>							
<b>Applied loads:</b>							
	x (mm)	y (mm)			Px (kp)	Py (kp)	Mz (kp·mm)
Coordinates	470.000	240.000		Loads	0	-5000	0
<b>Centroid:</b>							
	xcg (mm)	ycg (mm)					
Coordinates	70.000	120.000					
<b>Results:</b>							
ID	x (mm)	y (mm)	D (mm)	E (kp/mm²)	Px (kp)	Py (kp)	P Shear (kp)
1	0.000	240.000	4.800	200000	2758.6207	775.8621	2865.6500
2	140.000	240.000	4.800	200000	2758.6207	-2442.5287	3684.5535
3	0.000	120.000	4.800	200000	0.0000	775.8621	775.8621
4	140.000	120.000	4.800	200000	0.0000	-2442.5287	2442.5287
5	0.000	0.000	4.800	200000	-2758.6207	775.8621	2865.6500
6	140.000	0.000	4.800	200000	-2758.6207	-2442.5287	3684.5535

Figura 33: Resultados analíticos del ejercicio de validación. CASO 1.

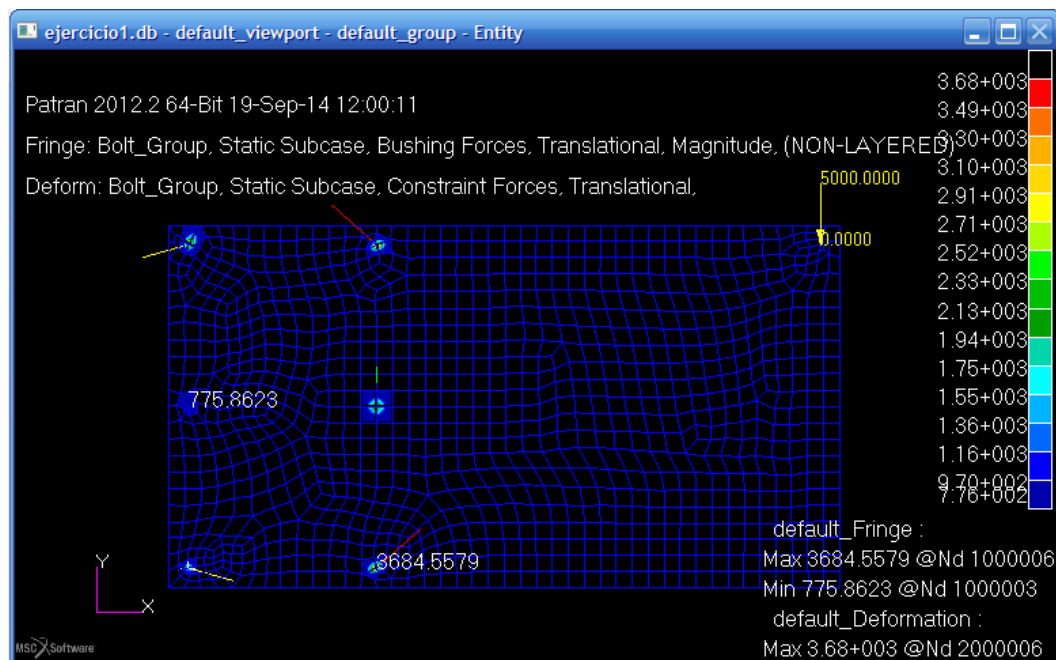
Como puede apreciarse en la figura 33, la máxima carga de cortadura se produce sobre los remaches número 2 y 6 y su valor es de 3684.5535 N. Comparando este resultado con el correspondiente a estos remaches publicado en bibliografía (ver tabla 5) se obtiene el error cometido utilizando la formulación programada mediante Visual Basic:

$$\varepsilon_{ANALÍTICO}(\%) = \frac{|P_{ANALÍTICA} - P_{PUBLICADA}|}{P_{PUBLICADA}} \times 100 = \frac{|3684.5535 - 3684.5|}{3684.5} \times 100$$

$$\varepsilon_{ANALÍTICO}(\%) = 0.001452$$

### ➤ Validación frente a resultados FEM.

En la figura 34 se ve una placa rectangular mientras que la del ejemplo de validación del libro parece ser un trapecio. Debido a que la forma de la placa es irrelevante para los resultados en los remaches, pues al final lo único que se hace es trasladar fuerza y momento al centro de gravedad de la distribución de remachado, se ha utilizado una placa rectangular para todos los casos por su simplicidad a la hora de automatizar su creación.



**Figura 34: Resultados FEM del ejercicio de validación. CASO 1.**

Como se observa en la figura 34 (módulo Results de Patran), la máxima carga de cortadura se produce en el elemento 1000006 correspondiente al remache 6 y su valor es de 3684.5579 N, pero si se miran resultados por elementos se puede apreciar que, al igual que en el caso analítico, dicha carga se da sobre los remaches número 2 y 6. Comparando este resultado con el correspondiente a estos remaches publicado en bibliografía (ver tabla 5) se obtiene el error cometido a través del FEM:

$$\varepsilon_{FEM}(\%) = \frac{|P_{FEM} - P_{PUBLICADA}|}{P_{PUBLICADA}} \times 100 = \frac{|3684.5535 - 3684.5|}{3684.5} \times 100$$

$$\varepsilon_{FEM}(\%) = 0.001563$$



## 4.2. Análisis de validación 2.

Calcular la fuerza de cortadura que actúa sobre cada remache en la unión que muestra la figura. Tal unión se realiza con dos tamaños distintos de tornillo: 6 mm de diámetro para los tornillos 1 y 3, y 8 mm de diámetro para el remache 2. Todos los remaches son del mismo material [6].

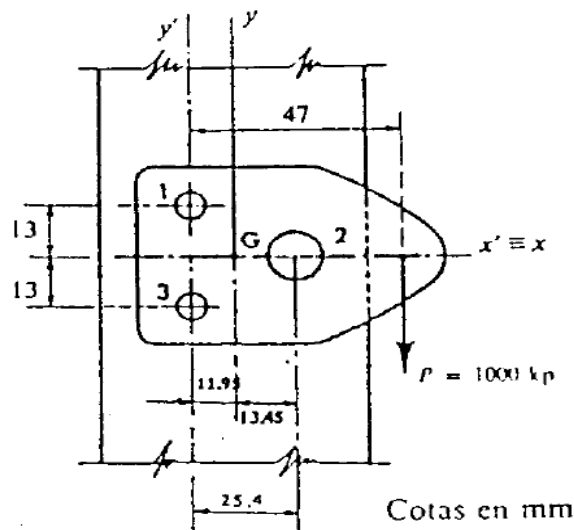


Figura 35: Esquema de la unión del ejercicio de validación. CASO 2. [6]

Remache	P		M		$P_x(kp) =$	$P_y(Kp) =$	$P_{shear}$ kp
	$f_{1x}(kp) = \frac{P_x}{n}$	$f_{1y}(kp) = \frac{P_y}{n}$	$f_{2x}(Kp) = -\frac{P_{ey}}{\sum(x^2 + y^2)}$	$f_{2y}(Kp) = \frac{P_{ex}}{\sum(x^2 + y^2)}$	$f_{1x} + f_{2x}$	$f_{1y} + f_{2y}$	
1	-----	264.7	- 482.0	- 443.2	- 482.0	- 178.5	514.0
2	-----	470.6	0	886.4	0.0	1357.0	1356.9
3	-----	264.7	482.0	- 443.2	482.0	- 178.5	514.0

Tabla 6: Resultados publicados del ejercicio de validación. CASO 2. [6]

➤ Validación frente a resultados analíticos.


			<b>BOLT GROUP 2D</b>				SE005
			Ref: BRUHN D1.17				v3.0
							27/07/2014
<b><u>BOLT GROUP 2D</u></b>							
<b>Applied loads:</b>							
	<b>x (mm)</b>	<b>y (mm)</b>			<b>Px (kp)</b>	<b>Py (kp)</b>	<b>Mz (kp·mm)</b>
<b>Coordinates</b>	<b>47.000</b>	<b>13.000</b>		<b>Loads</b>	<b>0</b>	<b>-1000</b>	<b>0</b>
<b>Centroid:</b>							
	<b>xcg (mm)</b>	<b>ycg (mm)</b>					
<b>Coordinates</b>	<b>11.953</b>	<b>13.000</b>					
<b>Results:</b>							
<b>ID</b>	<b>x (mm)</b>	<b>y (mm)</b>	<b>D (mm)</b>	<b>E (kp/mm²)</b>	<b>Px (kp)</b>	<b>Py (kp)</b>	<b>P Shear (kp)</b>
<b>1</b>	<b>0.000</b>	<b>26.000</b>	<b>6.000</b>	<b>200000</b>	<b>482.0220</b>	<b>178.4927</b>	<b>514.0086</b>
<b>2</b>	<b>25.400</b>	<b>13.000</b>	<b>8.000</b>	<b>200000</b>	<b>0.0000</b>	<b>-1356.9853</b>	<b>1356.9853</b>
<b>3</b>	<b>0.000</b>	<b>0.000</b>	<b>6.000</b>	<b>200000</b>	<b>-482.0220</b>	<b>178.4927</b>	<b>514.0086</b>

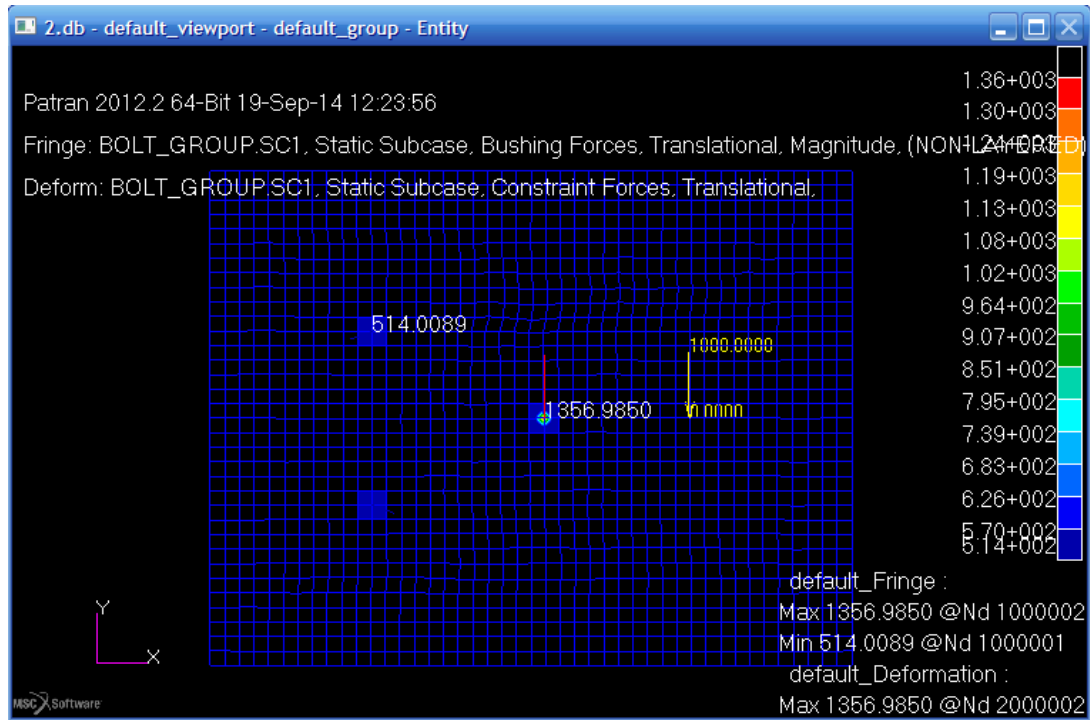
Figura 36: Resultados analíticos del ejercicio de validación. CASO 2.

Como puede apreciarse en la figura 36, la máxima carga de cortadura se produce sobre el remache número 2 y su valor es de 3684.5535 N. Comparando este resultado con el correspondiente a dicho remache publicado en bibliografía (ver tabla 5) se obtiene el error cometido utilizando la formulación programada mediante Visual Basic:

$$\varepsilon_{ANALÍTICO}(\%) = \frac{|P_{ANALÍTICA} - P_{PUBLICADA}|}{P_{PUBLICADA}} \times 100 = \frac{|1356.9853 - 1356.9|}{1356.9} \times 100$$

$$\varepsilon_{ANALÍTICO}(\%) = 0.006286$$

➤ **Validación frente a resultados FEM.**



**Figura 37: Resultados FEM del ejercicio de validación. CASO 2.**

Como se observa en la figura 37 (módulo Results de Patran), la máxima carga de cortadura se produce en el elemento 1000002 correspondiente al remache 2 y su valor es de 1356.9850 N. Comparando este resultado con el correspondiente a este remache publicado en bibliografía (ver tabla 6) se obtiene el error cometido a través del FEM:

$$\varepsilon_{FEM}(\%) = \frac{|P_{FEM} - P_{PUBLICADA}|}{P_{PUBLICADA(BRUHN)}} \times 100 = \frac{|1356.9850 - 1356.9|}{1356.9} \times 100$$

$$\varepsilon_{FEM}(\%) = 0.006264$$

### 4.3. Análisis de validación 3.

Calcular la fuerza de cortadura que actúa sobre cada tornillo en la unión que muestra la figura. Tal unión se realiza con dos tamaños distintos de tornillo: (3/8)" de diámetro para los tornillos 1 y 4, y (1/4)" de diámetro para los tornillos 2, 3 y 5. Todos los remaches son del mismo material [6].

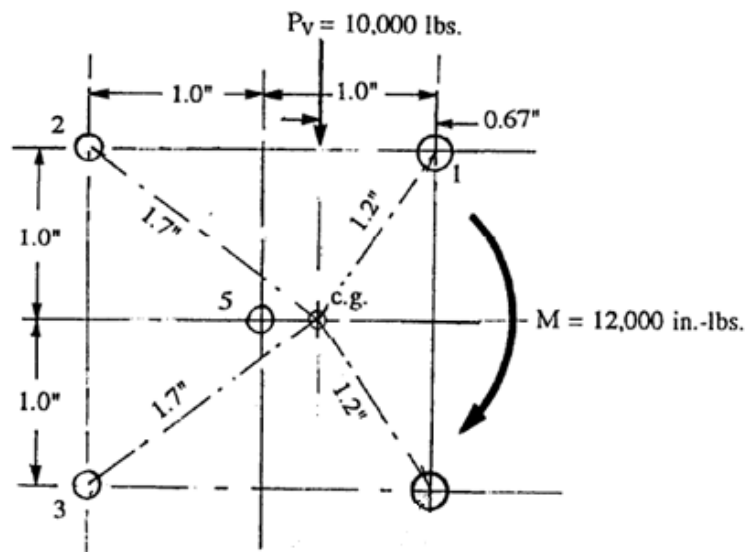


Figura 38: Esquema de la unión del análisis de validación. CASO 3. [6]

Remache	P		M		$P_x(lbs) =$	$P_y(lbs) =$	$P_{shear}$ lbs
	$f_{1x}(lbs) = \frac{P_x}{n}$	$f_{1y}(lbs) = \frac{P_y}{n}$	$f_{2x}(lbs) = -\frac{P_{ey}}{\sum(x^2 + y^2)}$	$f_{2y}(lbs) = \frac{P_{ex}}{\sum(x^2 + y^2)}$	$f_{1x} + f_{2x}$	$f_{1y} + f_{2y}$	
1	-----	3000.0	2225.3	- 1483.6	2225.3	1516.4	2692.9
2	-----	1333.3	989.0	1318.7	989.0	2652.1	2830.4
3	-----	1333.3	- 989.0	1318.7	- 989.0	2652.1	2830.4
4	-----	3000.0	- 2225.3	- 1486.6	- 2225.3	1516.4	2692.9
5	-----	1333.3	0.0	329.7	0.0	1663.0	1663.0

Tabla 7: Resultados publicados del análisis de validación. CASO 3. [6]

➤ Validación frente a resultados analíticos.


			<b>BOLT GROUP 2D</b>				SE005
			Ref: BRUHN D1.17				v3.0
							27/07/2014
<b><u>BOLT GROUP 2D</u></b>							
<b>Applied loads:</b>							
	<b>x (in)</b>	<b>y (in)</b>			<b>Px (lbs)</b>	<b>Py (lbs)</b>	<b>Mz (lbs·in)</b>
<b>Coordinates</b>	<b>0.330</b>	<b>1.000</b>		<b>Loads</b>	<b>0</b>	<b>-10000</b>	<b>12000</b>
<b>Centroid:</b>							
	<b>xcg (in)</b>	<b>ycg (in)</b>					
<b>Coordinates</b>	<b>0.333</b>	<b>0.000</b>					
<b>Results:</b>							
<b>ID</b>	<b>x (in)</b>	<b>y (in)</b>	<b>D (in)</b>	<b>E (lbs/in<sup>2</sup>)</b>	<b>Px (lbs)</b>	<b>Py (lbs)</b>	<b>P Shear (lbs)</b>
<b>1</b>	<b>1.000</b>	<b>1.000</b>	<b>0.375</b>	<b>200000</b>	<b>-2225.3425</b>	<b>-1516.4384</b>	<b>2692.9045</b>
<b>2</b>	<b>-1.000</b>	<b>1.000</b>	<b>0.250</b>	<b>200000</b>	<b>-989.0411</b>	<b>-2652.0548</b>	<b>2830.4764</b>
<b>3</b>	<b>-1.000</b>	<b>-1.000</b>	<b>0.250</b>	<b>200000</b>	<b>989.0411</b>	<b>-2652.0548</b>	<b>2830.4764</b>
<b>4</b>	<b>1.000</b>	<b>-1.000</b>	<b>0.375</b>	<b>200000</b>	<b>2225.3425</b>	<b>-1516.4384</b>	<b>2692.9045</b>
<b>5</b>	<b>0.000</b>	<b>0.000</b>	<b>0.250</b>	<b>200000</b>	<b>0.0000</b>	<b>-1663.0137</b>	<b>1663.0137</b>

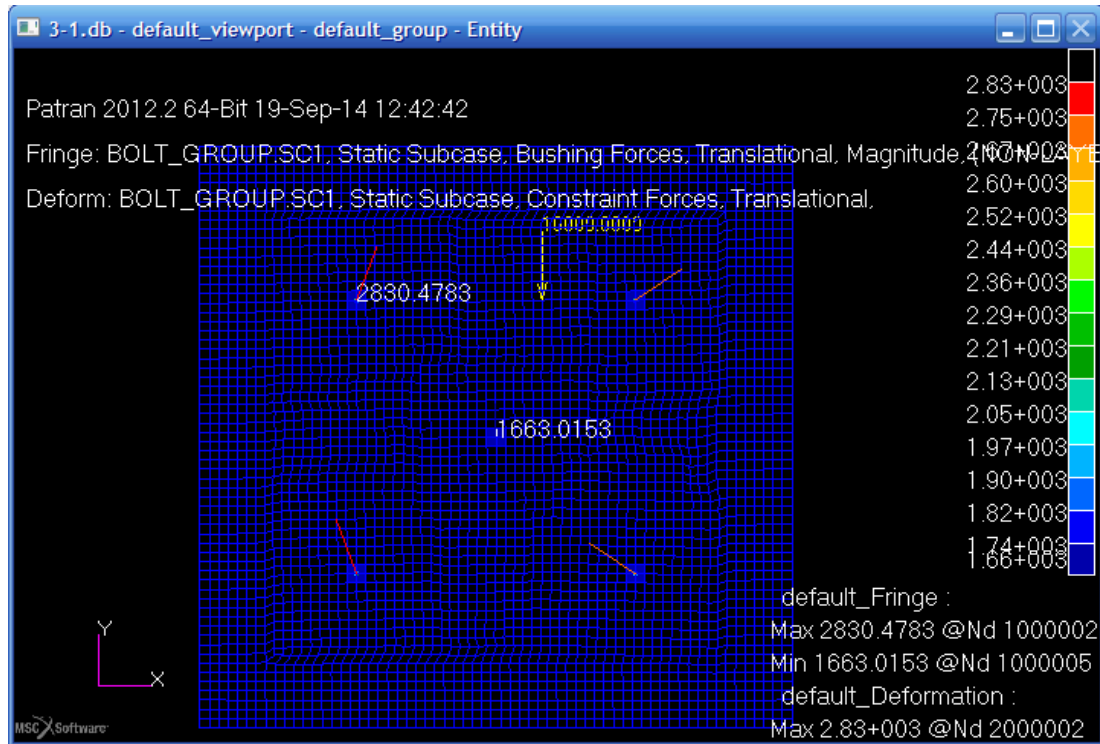
Figura 39: Resultados analíticos del ejercicio de validación. CASO 3.

Como puede apreciarse en la figura 39, la máxima carga de cortadura se produce sobre los remaches número 2 y 3 y su valor es de 2830.4764 N. Comparando este resultado con el correspondiente a estos remaches publicado en bibliografía (ver tabla 7) se obtiene el error cometido utilizando la formulación programada mediante Visual Basic:

$$\varepsilon_{ANALÍTICO}(\%) = \frac{|P_{ANALÍTICA} - P_{PUBLICADA}|}{P_{PUBLICADA}} \times 100 = \frac{|2830.4764 - 2830.4|}{2830.4} \times 100$$

$$\varepsilon_{ANALÍTICO}(\%) = 0.002699$$

➤ **Validación frente a resultados FEM.**



**Figura 40: Resultados FEM del ejercicio de validación. CASO 3.**

Como se observa en la figura 40 (módulo Results de Patran), la máxima carga de cortadura se produce en el elemento 1000002 correspondiente al remache 2 y su valor es de 2830.4783 N, pero si se miran resultados por elementos se puede apreciar que, al igual que en el caso analítico, dicha carga se da sobre los remaches número 2 y 3. Comparando este resultado con el correspondiente a estos remaches publicado en bibliografía (ver tabla 7) se obtiene el error cometido a través del FEM:

$$\varepsilon_{FEM}(\%) = \frac{|P_{FEM} - P_{PUBLICADA}|}{P_{PUBLICADA (BRUHN)}} \times 100 = \frac{|2830.4783 - 2830.4|}{2830.4} \times 100$$

$$\varepsilon_{FEM}(\%) = 0.002766$$

De los resultados arrojados por el análisis de validación se puede observar que el error cometido tanto analíticamente (formulación programada en Visual Basic) como a través del FEM generado por la herramienta es despreciable. Los máximos errores obtenidos son los correspondientes al CASO 2 y se resumen a continuación:

➤ Error analítico:  $\varepsilon_{ANALÍTICO}(\%) = 0.006286$

➤ Error FEM:  $\varepsilon_{FEM}(\%) = 0.006264$

Además, si se comparan ambos resultados que obtiene la herramienta entre sí apenas se aprecia variación de las cargas de cortadura obtenidas por los dos métodos diferentes (formulación programada y FEM), esto es lo más importante, ya que los resultados publicados suelen incluir resultados truncados o con muy pocos decimales. Por lo que, finalmente, la herramienta *SAFRAN\_Engineering\_Services-005\_v3.0\_Bolt\_Group* desarrollada se puede dar por válida para el libre uso por parte de los miembros del departamento de cálculo estructural de la empresa.

## **5. Guía de usuario de la herramienta desarrollada**

### **5.1. Introducción**

En este Manual se describe el procedimiento de utilización de la versión 3.0 de la Herramienta *SAFRAN\_Engineering\_Services-005\_v3.0\_Bolt\_Group*, y se incluye un ejemplo que clarifica dicha utilización.

Esta Herramienta calcula las cargas de cortadura que sufre cada uno de los remaches de una unión. Se obtendrán las cargas de dos maneras diferentes: a través de la ventana Excel de la aplicación (visualización directa y/o en un archivo de salida) y mediante el modelo de elementos finitos que genera la herramienta si el usuario lo solicita.

La herramienta se ciñe a las hipótesis y a la formulación de la metodología analítica de Bolt Group (ver capítulo 2.4) para uniones en dos dimensiones (2D).

Las fuerzas a las que se encuentra sometida la unión pueden ser fuerzas excéntricas o momentos aplicados, o una combinación de ambos.

La unión considerada es a simple cortadura. Las uniones a doble cortadura deberán transformarse en uniones a cortadura simple.

Los pasos realizados por la herramienta son:

- 1) Leer de una hoja de entrada (*Input2D*) o de un fichero de datos creado por el usuario las características geométricas y de material de los elementos de unión, así como los datos relativos a la fuerza y/o momento aplicados.
- 2) Obtener la carga total de cortadura resultante en cada remache y representar gráficamente la distribución de carga en los remaches.
- 3) Generar, bajo petición del usuario, un archivo de extensión .ses con los comandos en PCL (Patran Command Language) necesarios para la creación del modelo de elementos finitos.



- 4) Presentar en la hoja de salida de resultados y en un fichero de salida (siempre que lo solicite el usuario) los resultados del análisis, incluyendo:
- Carga total de cortadura sufrido por cada remache.
  - Carga de cortadura por componentes de los remaches.
  - Máximo y mínimo carga de cortadura.
  - Posición del centro de gravedad de la unión.

## 5.2. Entrada de datos

Los datos necesarios para la ejecución de la herramienta se podrán introducir de dos maneras posibles: introducción manual en la ventana Excel *Input2D* de la aplicación o mediante un fichero de texto (.txt) creado por el usuario. Los datos requeridos para ambas formas de introducción de datos son los mismos.

La introducción manual en la hoja *Input2D* es intuitiva y consiste en ir rellenando cada una de las celdas con la información que se detalla a continuación. En el apartado 5.4 se puede observar la apariencia de esta hoja (ver figura 41).

- Datos de fuerzas aplicadas:

x	y	---->	Coordenadas del punto de aplicación de la fuerza.
Px	Py	---->	Componentes de la fuerza aplicada.
Mz		---->	Momento aplicado.

- Datos de los remaches:

x	y	---->	Coordenadas de cada uno de los remaches.
D		---->	Diámetros de los remaches.
E		---->	Módulo de Young de los remaches.

A continuación, se presenta una explicación detallada para generar el fichero con los datos de entrada.

### 5.2.1. Fichero de entrada.

Este archivo contiene todos los datos necesarios para definir el problema. Los datos a introducir en dicho fichero están estructurados por bloques de información, básicamente contiene dos grupos de datos (bloque de cargas aplicadas y bloque de datos de los remaches).

La estructura del fichero es siempre la misma. Para poder introducir comentarios es necesario colocar al principio de la línea el símbolo \$, de tal manera que todas las líneas en las que la herramienta encuentre dicho símbolo, interpretará que no debe leerlas. Las líneas sin dicho símbolo son las que la herramienta interpretará, gracias a la adecuada programación en Visual Basic, como datos de entrada e irá introduciéndolos en la hoja *INPUT2D* de la Excel en las celdas correspondientes.

Dichas líneas se han programado de manera que la herramienta admita en una línea de datos:

- Tantos espacios como el usuario desee introducir al principio de la línea.
- Un tabulador, uno, dos o tres espacios como separador entre datos de una misma línea.

Sin embargo, el orden de los datos de una misma línea y el orden en el que las líneas deben aparecer dentro de cada grupo en el fichero no es flexible y tiene que seguir una estructura rígida, la cual se explica a continuación:

#### Grupo 1: Cargas aplicadas.

Línea 1 ----->    x    y

Donde: x = Coordenada x del punto de aplicación de la fuerza.

y = Coordenada y del punto de aplicación de la fuerza.

Línea 2 ----->    Px   Py   Mz

Donde: Px = Componente x de la fuerza aplicada.

Py = Componente y de la fuerza aplicada.

Mz = Momento aplicado en dirección z.

Grupo 2: Datos de los remaches.

Línea 1 -----> n

Donde: n = Número de remaches que forman la unión.

Línea 2 -----> ID(1) x(1) y(1) D(1) E(1)

Línea 3 -----> ID(2) x(2) y(2) D(2) E(2)

.....

.....

Línea n +1 -----> ID(n) x(n) y(n) D(n) E(n)

Donde: ID(i) = Identificador del remache "i".

x(i) = Coordenada x del remache "i".

y(i) = Coordenada y del remache "i".

D(i) = Diámetro del remache "i".

E(i) = Módulo de Young del remache "i"

Cabe destacar que los datos referentes a las coordenadas de los remaches y del punto de aplicación de la fuerza irán referidos a un sistema de coordenadas global que el usuario situará en un punto considerado de la unión (por ejemplo en el remache número 1).

En el apartado 4.5 se muestra un ejemplo de un fichero de entrada correctamente cumplimentado.

**5.2.2. Unidades.**

La herramienta es diseñada inicialmente para trabajar con las siguientes unidades:

- Dimensiones: Milímetros (mm)
- Fuerza: Newton (N)

- Momento: Newton x milímetro (N.mm)
- Módulo de Young: MegaPascal (MPa)

En el caso de emplear otro tipo de unidades, la herramienta realizará los cálculos correctamente, siempre y cuando las unidades sean coherentes. Sin embargo el fichero de salida mostrará las unidades descritas anteriormente, siendo el usuario el encargado de cambiarlas manualmente.

### 5.3. Salida de resultados.

Los resultados obtenidos por la herramienta pueden ser visualizados directamente en la interfaz gráfica de la herramienta (hoja *Output2D*), o bien presentados a través de un fichero de texto. La herramienta pregunta la ruta donde el usuario quiere guardar dicho fichero de resultados y el nombre con extensión con el que desea hacerlo.

Tanto en la hoja *Output2D* como en el archivo de texto, se incluye la siguiente información:

- Resumen de los datos de entrada:
  - Datos de fuerzas aplicadas:
 

x	y	---->	Coordenadas del punto de aplicación de la fuerza.
Px	Py	---->	Componentes de la fuerza aplicada.
Mz		---->	Momento aplicado.
  - Datos de los remaches:
 

X	y	---->	Coordenadas de cada uno de los remaches.
D		---->	Diámetros de los remaches.
E		---->	Módulo de Young de los remaches.
- Posición del centro de gravedad de los remaches:
  - Coordenada x del centro de gravedad de la unión.....ycg
  - Coordenada y del centro de gravedad de la unión.....xcg

- Resultados para cada uno de los remaches:
  - Carga de cortadura resultante.....P Shear
  - Componente x de la carga de cortadura.....Px
  - Componente y de la carga de cortadura.....Py
- Resumen de resultados:
  - Máximo valor de la componente x de la carga de cortadura.....MAX Px
  - Máximo valor de la componente y de la carga de cortadura.....MAX Py
  - Máxima valor de la carga de cortadura resultante.....MAX P Shear
  - Mínimo valor de la componente x de la carga de cortadura.....MIN Px
  - Mínimo valor de la componente y de la carga de cortadura.....MIN Py
  - Mínimo valor de la carga de cortadura resultante.....MIN P Shear

El archivo .ses generado es un resultado parcial, puesto que es una salida de la herramienta, pero para obtener la solución FEM quedaría cargar el archivo en Patran como se detallan en el apartado siguiente.

## 5.4. Ventanas de la aplicación.

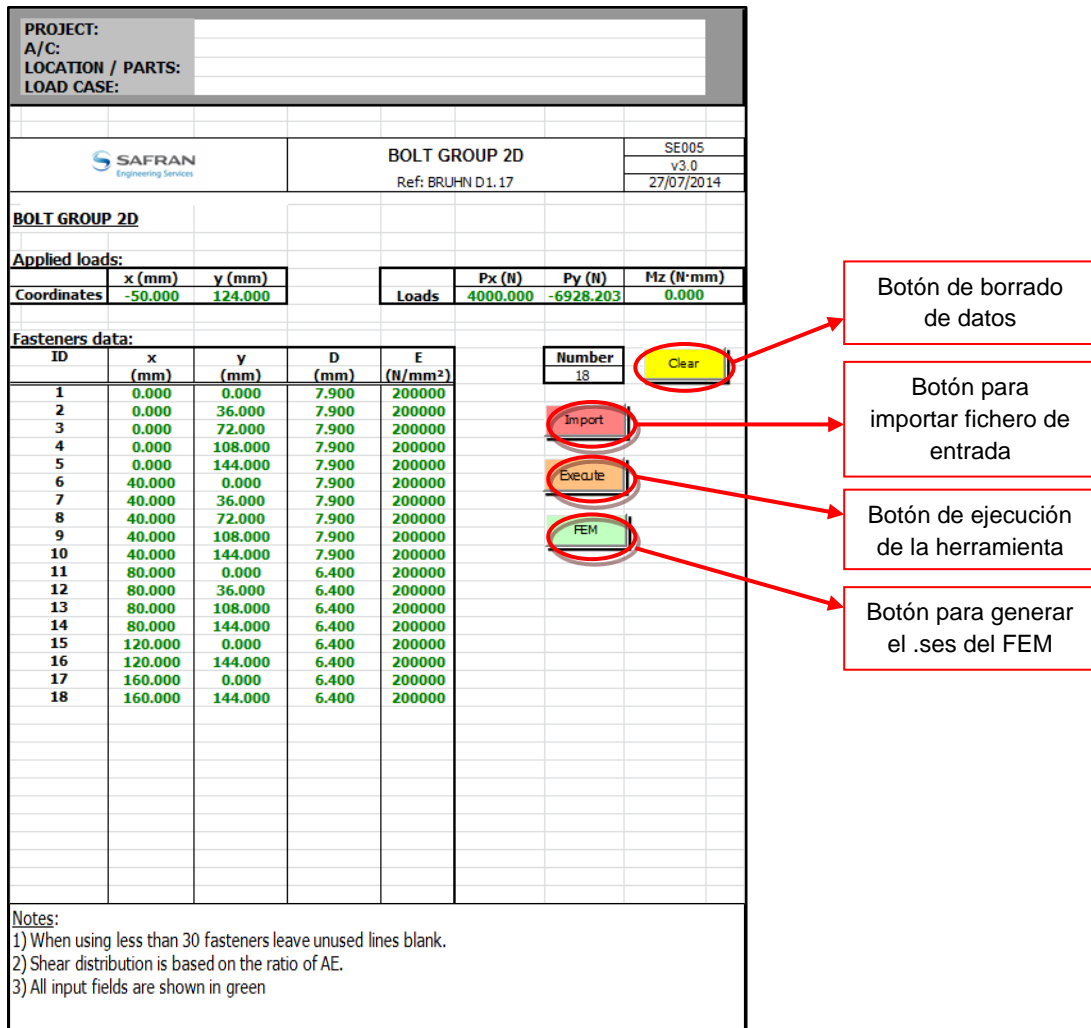
La aplicación ha sido desarrollada en Visual Basic para Excel. Las rutinas que la herramienta utiliza para leer datos de entrada, realizar los cálculos, presentar la salida de resultados y obtener el FEM para el problema estudiado se han incluido en diferentes módulos.

Como la herramienta es una aplicación Excel, el usuario debe tener instalado en su ordenador el paquete Office para poder ejecutarla. Adicionalmente, para poder visualizar y obtener resultados del FEM, se deberá disponer de los programas MSC Patran y Nastran respectivamente.

A continuación, se presentan las distintas ventanas de las que consta la herramienta y se detalla paso a paso el modo de uso de cada una de ellas.

### 5.4.1. Ventana *Input2D*.

Los datos de entrada deben ser escritos en la ventana *Input2D* de la aplicación o cargados desde el archivo de entrada. Esta ventana después de cargar los datos correspondientes al ejemplo (ver sección 5.5) tiene la siguiente apariencia:



**PROJECT:**   
**A/C:**   
**LOCATION / PARTS:**   
**LOAD CASE:**

**SAFRAN** Engineering Services **BOLT GROUP 2D** SE005  
 Ref: BRUHN D1.17 v3.0  
 27/07/2014

**BOLT GROUP 2D**

**Applied loads:**

Coordinates	x (mm)	y (mm)	Loads	Px (N)	Py (N)	Mz (N·mm)
	-50.000	124.000		4000.000	-6928.203	0.000

**Fasteners data:**

ID	x (mm)	y (mm)	D (mm)	E (N/mm <sup>2</sup> )
1	0.000	0.000	7.900	200000
2	0.000	36.000	7.900	200000
3	0.000	72.000	7.900	200000
4	0.000	108.000	7.900	200000
5	0.000	144.000	7.900	200000
6	40.000	0.000	7.900	200000
7	40.000	36.000	7.900	200000
8	40.000	72.000	7.900	200000
9	40.000	108.000	7.900	200000
10	40.000	144.000	7.900	200000
11	80.000	0.000	6.400	200000
12	80.000	36.000	6.400	200000
13	80.000	72.000	6.400	200000
14	80.000	108.000	6.400	200000
15	120.000	0.000	6.400	200000
16	120.000	36.000	6.400	200000
17	160.000	0.000	6.400	200000
18	160.000	144.000	6.400	200000

**Number** 18 **Clear**

**Import**

**Execute**

**FEM**

**Notes:**  
 1) When using less than 30 fasteners leave unused lines blank.  
 2) Shear distribution is based on the ratio of AE.  
 3) All input fields are shown in green

Botón de borrado de datos

Botón para importar fichero de entrada

Botón de ejecución de la herramienta

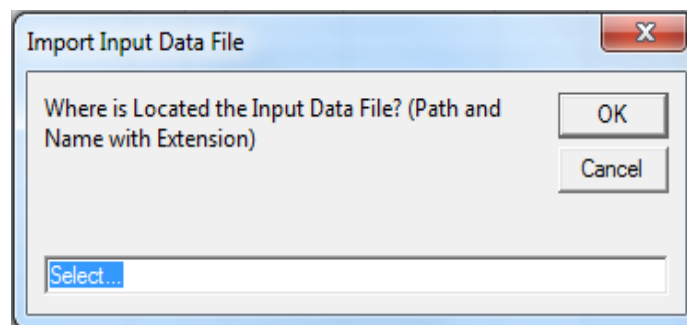
Botón para generar el .ses del FEM

Figura 41: Aspecto de la ventana *Input2D*.

La zona sombreada en gris se usa para escribir datos acerca de la unión que se desea analizar, como son el proyecto que se está realizando, el avión (A/C→Aircraft) y localización o parte del mismo a la que pertenece, y el caso de carga que se está estudiando. Estos datos no son necesarios, pero es recomendable introducirlos para tener identificado el problema estudiado.

Para la introducción manual de datos se ha colocado el botón “Clear” y un desplegable en la casilla “Number”. En primer lugar, se selecciona a través del desplegable el número de remaches que tiene la unión y, a continuación se pulsa el botón, de tal manera que la herramienta borrará todos los datos y resultados remanentes de algún estudio anterior, y actualizará la columna “ID” con el número de remaches seleccionado. Por último, se rellenaría cada uno de los campos de entrada con los datos correspondientes (ver figura 41).

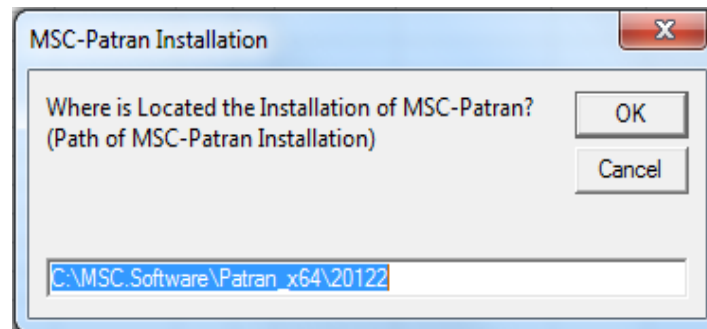
Por otro lado, la carga de datos de entrada desde un fichero de texto se realiza a través del botón “Import” (ver figura 41). Al pulsar este botón, aparece una ventana (ver figura 42) a través de la cual se solicita al usuario la ruta donde tiene archivado el fichero de entrada y el nombre con la extensión del mismo. Utilizando este modo de introducir los datos no es necesario limpiar la hoja, puesto que al importar un archivo se borran automáticamente los datos y resultados anteriores.



**Figura 42: Ventana de introducción de ruta y nombre del fichero de entrada.**

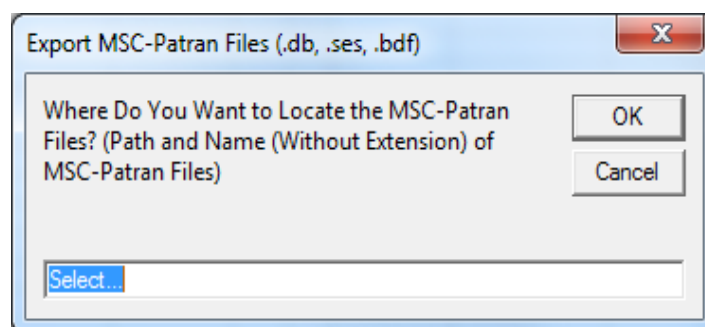
Si la ruta, el nombre, la extensión y el contenido del fichero son correctos la herramienta cargará el archivo correctamente, quedando listo para proceder con el análisis de la unión. La herramienta es ejecutada pulsando el botón “Execute” (ver figura 41), entonces la aplicación resuelve el problema considerado.

Por último, se ha implementado en esta hoja un botón “FEM” (ver figura 41). Este botón es el encargado de generar un archivo con extensión .ses que contiene los comandos en PCL necesarios para crear el modelo de elementos finitos de la unión a estudiar. Al pulsarle se abre una ventana (ver figura 43) que solicita al usuario la ruta de instalación de MSC Patran.



**Figura 43: Ventana de introducción de la ruta de instalación de Patran.**

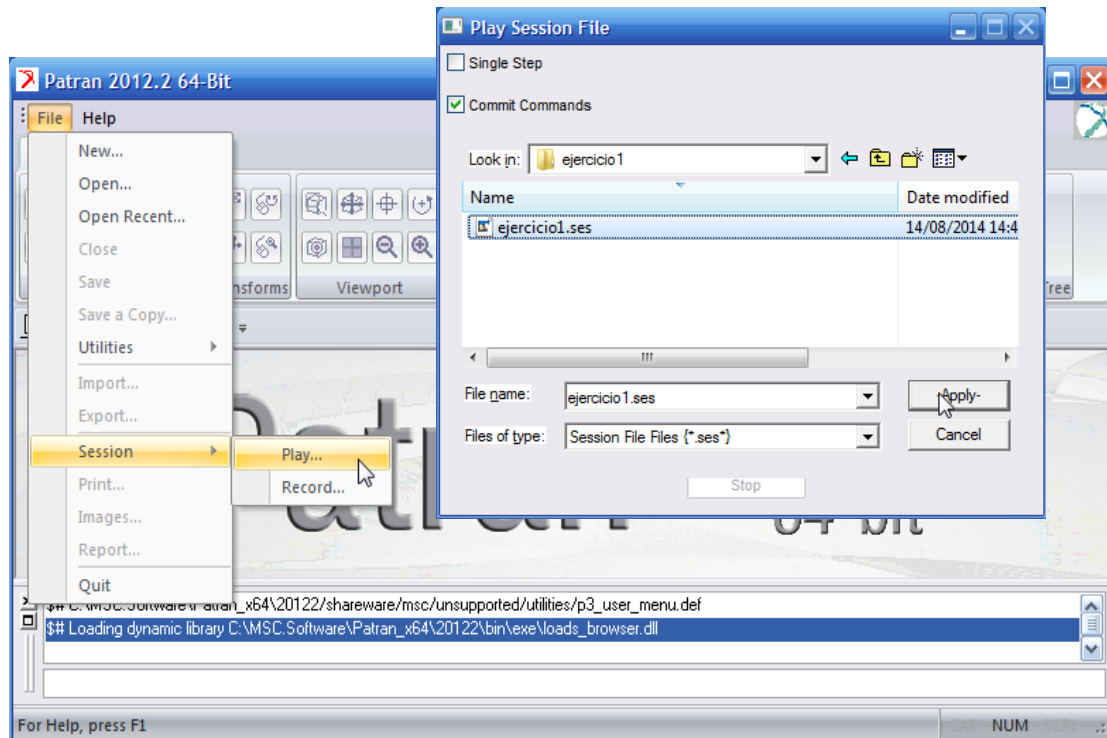
Una vez introducida la ruta de instalación de Patran, aparece otra ventana en la que se deberá introducir la ruta donde se quieren guardar todos los archivos de Patran y el nombre que se quiere dar a los mismos (ver figura 44). En un primer momento, se guardará el archivo .ses.



**Figura 44: Ventana de introducción de ruta y nombre para guardar los archivos de Patran.**



Para poder obtener el archivo .bdf de entrada a Nastran es necesario que el usuario abra el programa MSC Patran y proceda a cargar el fichero .ses de la manera siguiente (ver figura 45):



**Figura 45: Imagen explicativa de como cargar el archivo .ses en Patran.**

Por último, en esta ventana *Input2D*, se ha insertado un cuadro de texto informativo (ver figura 32) cuyo objetivo es dotar de las siguientes nociones básicas al usuario:

- Si se introducen menos de 30 remaches se dejan líneas en blanco.
- La distribución de las cargas de cortadura está basada en el ratio AE.
- Todos los campos de entrada de datos se muestran en verde.



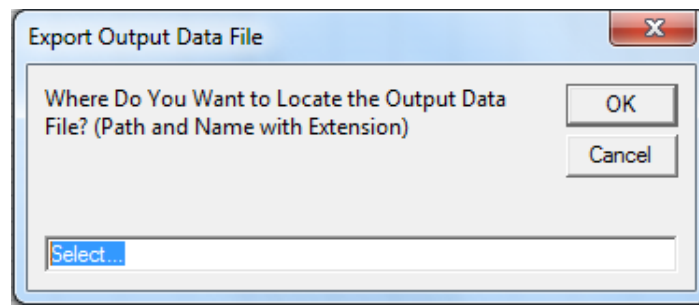


Figura 47: Ventana de introducción de ruta y nombre para guardar el fichero de resultados.

Además, se presenta un gráfico a escala con la distribución de carga en todos los remaches. En dicho gráfico, se representa la carga de cortadura resultante en cada remache así como las componentes x e y de la misma indicando su dirección y sentido (ver figura 48).

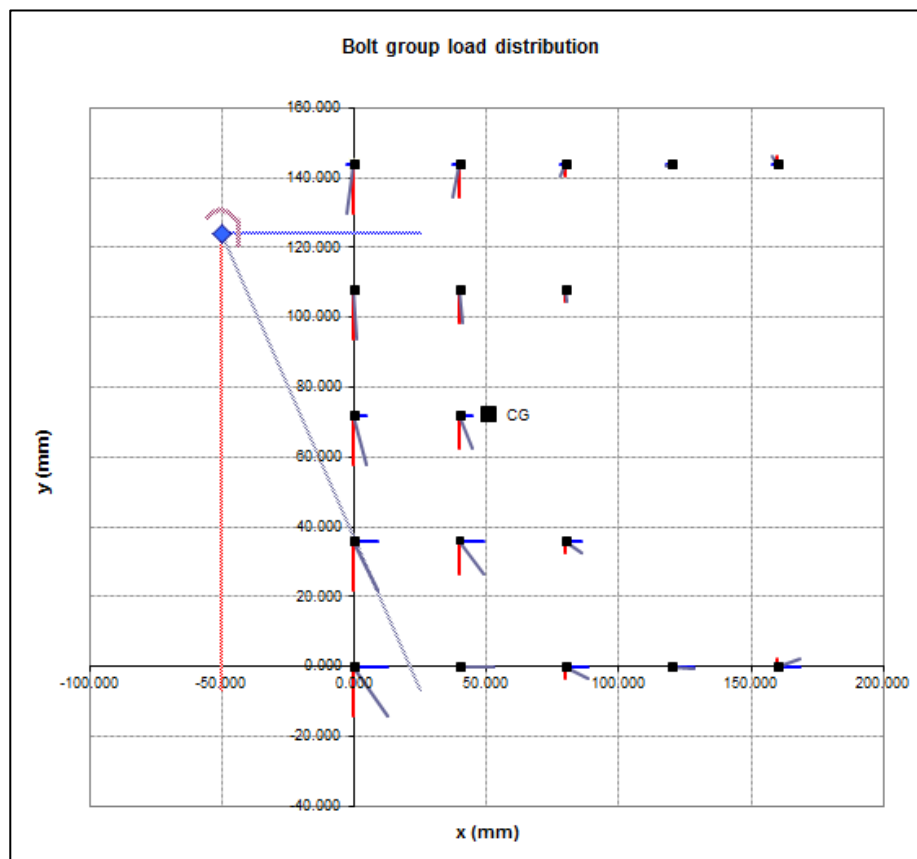


Figura 48: Gráfico de distribución de carga de cortadura en los remaches.

### 5.4.3. Ventana *Help*.

El objetivo de esta ventana de ayuda es proporcionar al usuario una guía rápida de la herramienta antes de acceder a la presente guía de usuario (ver figura 49). En ella se presentan 3 bloques:

- Una introducción a la aplicación.
- Resumen de datos relativos a la hoja *Input2D*.
- Resultados que se pueden visualizar en la hoja *Output2D*.

<b>SE004 - BOLT GROUP - v3.0</b>									
<b>INTRO</b>									
This Excel file provides the resulting load distribution in a multiple riveted or bolted bi-dimensional joint subjected to eccentric loads.									
The methodology used is the one presented in Analysis and Design of Flight Vehicle Structures D1.16 and D1.17 (Bruhn).									
Fasteners of different diameters and/or materials can be used. Shear distribution is based on the ratio of AE (A: fastener area; E: Young's modulus).									
<b>Input2D sheet</b>									
Input data for calculations. All input fields are shown in green.									
Enter load application point coordinates, shear loads in x- and y- directions and moment in z- direction.									
Enter fasteners coordinates, diameters and Young's moduli.									
Maximum number of fasteners that can be analyzed using this tool is 30.									
When using less than 30 fasteners, leave unused lines blank.									
<b>Output2D sheet</b>									
Output results. All output fields are shown in blue.									
Recover shear load carried by each fastener.									
Maximum / minimum shear loads (total, x- and y- directions) resulting in the bolt group are provided.									
Load distribution visualization is enabled by means of an excel graph. Not recommended for documentation purposes.									

Figura 49: Contenido de la ventana *Help*.

## 5.5. Ejemplo de los ficheros de entrada y salida de datos.

En el presente apartado, a modo ilustrativo, se muestra un ejemplo de los ficheros de entrada y salida cumplimentados con los datos de la unión que se muestra en la figura 50.

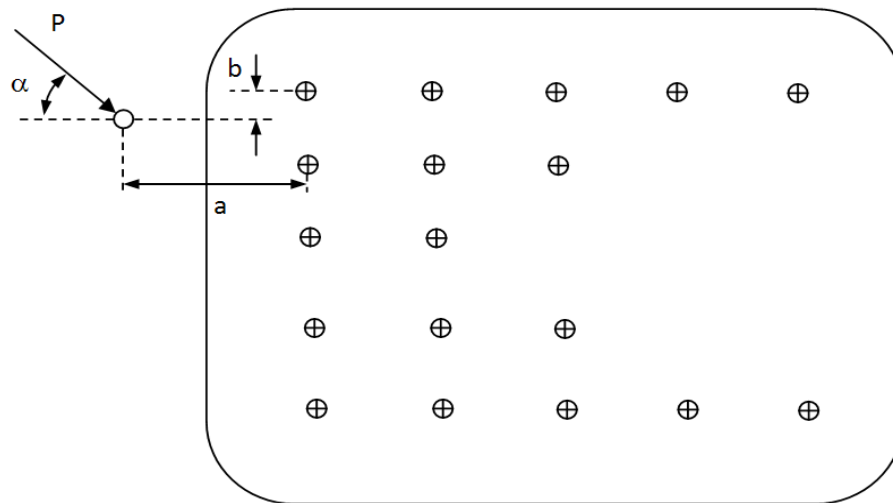


Figura 50: Unión utilizada de apoyo en la guía de usuario.

Los datos correspondientes a este problema son los siguientes:

$D = 7.9 \text{ mm}$  (1ª y 2ª columnas de remaches)

$D = 6.4 \text{ mm}$  (3ª, 4ª y 5ª columnas de remaches)

$E = 200000 \text{ MPa}$

$p_x = 40 \text{ mm}$  (paso entre remaches en sentido horizontal)

$p_y = 36 \text{ mm}$  (paso entre remaches en sentido vertical)

$a = 50 \text{ mm}$

$b = 20 \text{ mm}$

$P = 8000 \text{ N}$

$\alpha = 60 \text{ deg}$

El sistema de coordenadas global se encuentra posicionado en el remache inferior izquierdo.

**Fichero de datos de entrada:**

```

$ BOLT-GROUP v3.0
$*****
$
$ Applied Loads
$-----
$-----
$
$ Coordinates:
$-----
$ x (mm) y (mm)
$-----
-50.000 124.000
$
$ Loads:
$-----
$ Px (N) Py (N) Mz (N.mm)
$-----
4000 -6928.203 0
$
$ Fasteners Data
$-----
$-----
$
$ Number:
$-----
18
$
$ ID x (mm) y (mm) D (mm) E (N/mm2)
$-----
1 0.000 0.000 7.900 200000
2 0.000 36.000 7.900 200000
3 0.000 72.000 7.900 200000
4 0.000 108.000 7.900 200000
5 0.000 144.000 7.900 200000
6 40.000 0.000 7.900 200000
7 40.000 36.000 7.900 200000
8 40.000 72.000 7.900 200000
9 40.000 108.000 7.900 200000
10 40.000 144.000 7.900 200000
11 80.000 0.000 6.400 200000
12 80.000 36.000 6.400 200000
13 80.000 108.000 6.400 200000
14 80.000 144.000 6.400 200000
15 120.000 0.000 6.400 200000
16 120.000 144.000 6.400 200000
17 160.000 0.000 6.400 200000
18 160.000 144.000 6.400 2000001

```

**Fichero de resultados:**

```

BOLT-GROUP-2D v3.0
*****

Applied Loads
-----
Coordinates:
-----
x (mm)      y (mm)
-----
-50         124
Loads:
-----
Px (N)      Py (N)      Mz (N.mm)
-----
4000        -6928.203    0
Centroid
-----
Coordinates:
-----
xcg (mm)    ycg (mm)
-----
50.985      72
*****

RESULTS
-----
ID      x (mm)    y (mm)    D (mm)    E (N/mm2)    Px (N)    Py (N)    P Shear (N)
-----
1        0        0        7.9      200000      675      -747      1007
2        0        36       7.9      200000      469      -747      882
3        0        72       7.9      200000      262      -747      792
4        0       108       7.9      200000      56       -747      749
5        0       144       7.9      200000     -151      -747      762
6       40        0       7.9      200000      675      -517      851
7       40       36       7.9      200000      469      -517      698
8       40       72       7.9      200000      262      -517      580
9       40      108       7.9      200000      56       -517      520
10      40      144       7.9      200000     -151      -517      539
11      80        0       6.4      200000      443      -189      482
12      80       36       6.4      200000      308      -189      361
13      80      108       6.4      200000      37       -189      192
14      80      144       6.4      200000     -99      -189      213
15     120        0       6.4      200000      443      -38      445
16     120      144       6.4      200000     -99      -38      106
17     160        0       6.4      200000      443      112      457
18     160      144       6.4      200000     -99      112      150

MAX Px (N)    MAX Py (N)    MAX P Shear (N)
-----
675           112           1007

MIN Px (N)    MIN Py (N)    MIN P Shear (N)
-----
-151          -747           106

```

## 6. Conclusiones y trabajos futuros

### 6.1. Conclusiones

En herramienta descrita en el presente trabajo se ha implementado un código Visual Basic que permite obtener resultados analíticos y un modelo paramétrico de elementos finitos (FEM) para la unión que se estudia en cada caso. A través de los resultados arrojados por la herramienta se han podido obtener las siguientes conclusiones:

#### Relativas al modelo de elementos finitos:

- Al regirse la herramienta por la hipótesis de placas infinitamente rígidas, el aumento del número de elementos no supone una gran variación de los resultados obtenidos. Aún así, el criterio utilizado para la elección del tamaño de elemento ha sido el análisis de sensibilidad de malla, a través del cual se obtiene un tamaño correspondiente a la mínima distancia entre remaches dividido por 10. Para este tamaño el coste computacional es aceptable y permite recuperar esfuerzos (para lo cual es necesario un número mínimo de elementos) entre remaches para futuros casos en los que se analicen escenarios que se alejan de las hipótesis que asume la teoría de Bolt Group e interese el nivel de esfuerzos en la placa. El elemento elegido para el modelo ha sido tipo placa CQUAD4.
- Los elementos CBUSH, para el objetivo del modelo, son suficientemente buenos para simular los elementos de unión (remaches), ya que permiten introducir rigideces en todas las direcciones del espacio, ser referenciados a su propio sistema de coordenadas y dejar libre la rotación en torno al eje longitudinal de los remaches.



- La segunda placa de la unión puede simularse mediante SPCs (apoyos) sobre los nodos duplicados debido a la hipótesis de rigidez infinita de las placas.

#### Relativas a las cargas de cortadura

La herramienta que se ha desarrollado permite reproducir fielmente el comportamiento que rige la formulación de Bolt Group, por tanto, se dispone de una Excel flexible y precisa para poder afrontar en pocos segundos prácticamente cualquier unión bidimensional que caiga dentro de las hipótesis de Bolt Group algunos de cuyos rasgos (en términos de cargas de cortadura) son:

- A medida que aumenta la distancia del punto de aplicación de la fuerza al centro de gravedad de la unión, las cargas de cortadura sufridas por los remaches aumentarán cuando las componentes de la fuerza en cada remache producida por el momento generado vayan en el mismo sentido que las de la fuerza aplicada.
- Por el contrario, si las componentes de las fuerzas generadas por el momento sobre los remaches son de sentido opuesto a las de la fuerza a la que está sometida la unión, la carga de cortadura resultante en cada remache disminuirá con el incremento de la distancia al punto de aplicación.
- Un incremento del módulo de Young ( $E_i$ ), del diámetro ( $D_i$ ) y de la distancia del centro de gravedad de la unión al remache en cuestión ( $r_i$ ) resulta en un aumento de la carga de cortadura.

## 6.2. Trabajos futuros

A continuación se exponen una serie de proyectos futuros y mejoras de la herramienta presentada en el presente proyecto que han ido surgiendo durante el desarrollo de la misma.



- Programación de la herramienta para que resuelva uniones Bolt Group 3D, con cargas también de tracción. Además, al considerar uniones en tres dimensiones, se propone implementar el código de tal manera que los sistemas de coordenadas propios de cada remache sean orientables automáticamente en la dirección longitudinal de los mismos.
- Incluir la programación de los modos de fallo explicados en la teoría (ver apartado 2.3) y el cálculo directo de los factores de reserva (RFs) correspondientes a cada modo.
- Automatización mediante ficheros de entrada / salida de múltiples casos de carga, ya que el cálculo masivo es muy común en los proyectos de aeronáutica.
- Posibilidad de generar un FEM donde las placas no sean infinitamente rígidas, para simular una unión que se aleje de las hipótesis de Bolt Group. En este caso, no se podría simular la segunda placa mediante apoyos sino que habría que crear un modelo con las dos placas que forman la unión.
- Permitir la obtención de un FEM que soporte que la unión se encuentre sometida a la acción de cargas térmicas, además de la fuerza excéntrica y momento aplicado ya considerados. Para ello, habría que incluir los coeficientes de expansión térmica como datos de entrada.

## 7. Presupuesto

El presente proyecto empezó el día 16/06/2014 y ha finalizado el día 20/09/2014 por lo que ha tenido una duración aproximada de 3 meses. El número de horas dedicadas a este proyecto a lo largo de ese periodo ha sido un total de 431 horas. La planificación detallada del proyecto se muestra en la Tabla 8.

TAREA	FECHA INICIO DE TAREA	FECHA FIN DE TAREA	H/DIA	DIAS	TOTAL HORAS
1. Propuesta	16/06/2014	16/06/2014	0,5	1	0,5
2. Inicio del proyecto	19/06/2014	19/06/2014	1	1	1
3. Planificación del proyecto	19/06/2014	19/06/2014	3	1	3
4. Ejecución del proyecto	20/06/2014	01/08/2014			
4.1. Aprendizaje de los software Patran /Nastran	16/04/2014	30/04/2014	6,5	4	26
4.2. Simulación de los casos en Patran / Nastran	20/06/2014	02/07/2014	8	8	64
4.3. Aprendizaje del lenguaje de programación Visual Basic	03/07/2014	08/07/2014	8	4	32
4.4. Programación en Visual Basic de la herramienta	09/07/2014	25/07/2014	8	13	104
4.5. Conversión de datos a Excel	28/07/2014	28/07/2014	5	1	5
4.6. Representación gráfica de datos	29/07/2014	29/07/2014	3	1	3
4.7. Análisis y comparación de datos	30/07/2014	01/08/2014	4	3	12
5. Redacción de la memoria	11/08/2014	20/09/2014			
5.1. Maquetación inicial, portada y agradecimientos	11/08/2014	11/08/2014	1,5	1	1,5
5.2. Abstract y resumen	11/08/2014	11/08/2014	3	1	3
5.3. Capítulo 1	12/08/2014	13/08/2014	4	2	8
5.4. Capítulo 2	14/08/2014	16/08/2014	6	3	18
5.5. Capítulo 3	18/08/2014	01/09/2014	5	10	50
5.6. Capítulo 4	02/09/2014	11/09/2014	4,5	8	36
5.7. Capítulo 5	12/09/2014	14/09/2014	6	3	18
5.8. Capítulo 6	15/09/2014	16/09/2014	6	2	25
5.9. Elaboración de presupuesto/capítulo 7	17/09/2014	18/09/2014	4	2	8
5.10. Bibliografía, anexos y glosario	18/09/2014	20/09/2014	4,5	2	9
6. Maquetación final	21/09/2014	21/09/2014	4	1	4
TOTAL HORAS					431

Tabla 8: Planificación del proyecto

						UNIVERSIDAD CARLOS III DE MADRID	
						DEPARTAMENTO DE INGENIERÍA MECÁNICA	
						PRESUPUESTO DE PROYECTO	
NOMBRE DEL PROYECTO				DESARROLLO DE UNA HERRAMIENTA DE CÁLCULO AERONÁUTICO DE UNIONES REMACHADAS VÍA VISUAL BASIC Y ELEMENTOS FINITOS (FEM)			
PROYECTISTA				JESÚS HERMIDA TORREJÓN			
COSTE DE LOS RECURSOS HUMANOS							
APELLIDOS, NOMBRE	FUNCION DESEMPEÑADA	CATEGORÍA	DEDICACIÓN ESTIMADA (HORAS)	COSTE / HORA	COSTE		
GARIJO HERNÁNDEZ, DIEGO	SUPERVISIÓN DEL PROYECTO	INGENIERO AERONÁUTICO	26	40,00 €	1040,00 €		
RUBIO RUIZ DE AGUIRRE, M <sup>a</sup> LOURDES	SUPERVISIÓN DEL PROYECTO	INGENIERO INDUSTRIAL	15	40,00 €	600,00 €		
HERMIDA TORREJÓN, JESÚS	REALIZACIÓN DEL PROYECTO	INGENIERO MECÁNICO	431	22,00 €	9.482,00 €		
			Subtotal 21,00% IVA Total		11.122,00 €		
					2.335,62 €		
					13.457,62€		
COSTE DE EQUIPOS							
DETALLE	COSTE DE ADQUISICIÓN (€)	PERIODO DE USO DEL EQUIPO (MESES)	VIDA ÚTIL DEL EQUIPO (AÑOS)	VALOR RESIDUAL	Precio		
SOFTWARE MSC PATRAN / NASTRAN 2010	29.640 €	3	1	0,00 €	7.410,00 €		
PAQUETE OFIMÁTICA OFFICE 2010	5.000 €	3	5	0,00 €	250,00 €		
ORDENADOR	1.200 €	3	5	120,00 €	54,00 €		
ORDENADOR PORTATIL	800 €	3	5	80,00 €	36,00 €		
			Subtotal IVA Total		7.750,00 €		
					0,00 €		
					7.750,00 €		

COSTE FINAL DEL PROYECTO		
COSTE DE LOS RECURSOS HUMANOS		13,457,62 €
COSTE DE EQUIPOS		7.750,00 €
	<b>Total</b>	<b>22.243,50 €</b>
<p>** La explicación detallada de las fórmulas empleadas para el cálculo de los costes se encuentra en la siguiente página. Para cualquier otra duda, no dude en contactar con nosotros.</p>		

\*\* Explicación del cálculo de costes:

Para calcular coste de equipos se ha empleado la siguiente fórmula:

$$C_{EQUIPOS} = \frac{(C_{ADQ} - VR) \cdot P_{USO}}{V_{\acute{U}TIL}}$$

Donde:

- $C_{ADQ}$ = Coste de adquisición del equipo
- $VR$ = Valor Residual del equipo
- $V_{\acute{U}TIL}$ = Vida útil del equipo (meses)
- $P_{USO}$ = Periodo de uso del equipo durante la elaboración del proyecto (meses)

Se ha establecido un periodo de vida útil de los equipos de 5 años (60 meses), a excepción del software Abaqus utilizado para la realización del proyecto para el que sea establecido una vida útil de 1 año (12 meses), puesto que la licencia de este programa solo es válida para un año.

El único equipo susceptible de tener valor residual es el ordenador portátil, para el que se ha establecido un valor residual del 10% del coste de adquisición.

El Impuesto sobre el Valor Añadido (IVA) aplicado en el coste de los recursos humanos es el de tipo general (21%).

## **Bibliografía**

- [1] A. Fernández, "Cálculo de estructuras aeronáuticas para diseñadores," SAFRAN Engineering Services, 2011.
- [2] S. Poveda, "Elementos de fijación en estructuras aeroespaciales," [Online]. Available: [http://ocw.upm.es/expresion-grafica-en-la-ingenieria/ingenieria-grafica-metodologias-de-diseno-para-proyectos/Teoria/LECTURA\\_COMPLEMENTARIA/UNIONES/elementos\\_de\\_fijacion\\_aeroespaciales.pdf](http://ocw.upm.es/expresion-grafica-en-la-ingenieria/ingenieria-grafica-metodologias-de-diseno-para-proyectos/Teoria/LECTURA_COMPLEMENTARIA/UNIONES/elementos_de_fijacion_aeroespaciales.pdf). [Accessed 26 08 2014].
- [3] D. Roylance, "Finite Element Analysis," Massachusetts Institute of Technology, Cambridge, February 28, 2001.
- [4] E. d. I. Fuente, "Curso introductorio a la modelización de estructuras por elementos finitos".
- [5] Grupo de Estructuras, "Método de los Elementos Finitos. Introducción a Patran-Nastran," Escuela Técnica Superior de Ingenieros. Universidad de Sevilla, 2006.
- [6] Michael C. Y. Niu, Airframe Stress Analysis and Sizing, 2nd edition, Hong Kong: Hong Kong Conmilit Press LTD, 1999.
- [7] Michael C. Y. Niu, Airframe Structural Design, 1st edition, Hong Kong: Hong Kong Conmilit Press LTD, 1988.

- [8] E. F. Bruhn, "Chapter D1. Fittings and Connections. Bolted and Riveted," in *Analysis and Design of Flight Vehicle Structures*, U.S.A., Tri-state Offset Company, 1973, pp. 934-963.
- [9] L. Ortiz Berrocal, *Resistencia de Materiales*, Madrid: McGraw-Hill, 1990.
- [10] W. Mora, J.L. Espinoza, "Programación Visual Basic (VBA) para Excel y Análisis Numérico," Instituto Tecnológico de Costa Rica, Octubre 2005.
- [11] Universidad Politécnica de Valencia, "Manual básico para empezar a trabajar con macros de visual basic para excel," ROGLE (Reengineering Operations GroupWork Logistics Excellence, Valencia, febrero 2014.
- [12] "Patran 2008 r1 Reference Manual," MSC Software Corporation, Santa Ana, 2008.
- [13] "MSC Nastran 2005. Quick Reference Guide," MSC Software Corporation, Santa Ana, 2005.
- [14] "Military Handbook - Mil-hdbk-5E, Department of defense handbook: Metallic materials and elements for aerospace vehicle structures", KNOVEL Interactive Version, ISBN, 2003.

## Anexos

### ANEXO 1: Tabla cargas de cortadura (análisis de sensibilidad)

	Tamaño de elemento ( $d_{\min}/2$ ) $\rightarrow$ 281 elementos	Tamaño de elemento ( $d_{\min}/3$ ) $\rightarrow$ 358 elementos	Tamaño de elemento ( $d_{\min}/4$ ) $\rightarrow$ 661 elementos
Identificador del remache (ID)	Pshear (N)	Pshear (N)	Pshear (N)
1	1006.8848	1006.8851	1006.8851
2	881.7643	881.7642	881.7642
3	791.5261	791.5261	791.5261
4	748.8837	748.8836	748.8836
5	761.8734	761.8732	761.8731
6	850.7145	850.7145	850.7145
7	698.1456	698.1456	698.1455
8	580.0095	580.0094	580.0094
9	520.3111	520.3110	25.3111
10	538.8396	538.8397	538.8397
11	481.8122	481.8123	481.8123
12	361.0505	361.0504	361.0505
13	192.4178	192.4178	192.4178
14	213.2551	213.2552	213.2552
15	444.8853	444.8853	444.8853
16	106.1078	106.1079	106.1079
17	457.2405	457.2406	457.2405
18	149.6848	149.6847	149.6847



	Tamaño de elemento ( $d_{\min}/5$ ) $\rightarrow$ 1002 elementos	Tamaño de elemento ( $d_{\min}/7$ ) $\rightarrow$ 1947 elementos	Tamaño de elemento ( $d_{\min}/10$ ) $\rightarrow$ 3835 elementos
Identificador del remache (ID)	Pshear (N)	Pshear (N)	Pshear (N)
1	1006.8850	1006.8850	1006.8849
2	861.7642	861.7642	861.7642
3	791.5260	791.5260	791.5260
4	748.8836	748.8836	748.8836
5	761.8732	761.8732	761.8732
6	850.7145	850.7144	850.7144
7	698.1455	698.1454	698.1454
8	580.0093	580.0093	580.0093
9	520.3111	520.3110	520.3110
10	538.8396	538.8397	538.8397
11	481.8123	481.8124	481.8125
12	361.0505	361.0506	361.0506
13	192.4178	192.4179	192.4179
14	213.2552	213.2552	213.2552
15	444.8854	444.8854	444.8854
16	106.1079	106.1079	106.1079
17	457.2405	457.2406	457.2406
18	149.6847	149.6847	149.6847

	Tamaño de elemento ( $d_{\min}/15$ ) $\rightarrow$ 1002 elementos	Tamaño de elemento ( $d_{\min}/20$ ) $\rightarrow$ 1947 elementos
Identificador del remache (ID)	Pshear (N)	Pshear (N)
1	1006.8850	1006.8850
2	861.7642	861.7642
3	791.5260	791.5260
4	748.8836	748.8836
5	761.8732	761.8732
6	850.7144	850.7144
7	698.1454	698.1454
8	580.0093	580.0093
9	520.3110	520.3110
10	538.8397	538.8397
11	481.8125	481.8125
12	361.0506	361.0506
13	192.4179	192.4179
14	213.2553	213.2553
15	444.8854	444.8854
16	106.1079	106.1079
17	457.2407	457.2407
18	149.6848	149.6848

### **ANEXO 2: Tabla cargas de cortadura validación frente a resultados analíticos. CASO 1.**

	Identificador del remache (ID)	P <sub>shear</sub> (N)	P <sub>publicada</sub> (N)	Error analítico (%):
				$\frac{ P_{ANALÍTICA} - P_{PUBLICADA (BRUHN)} }{P_{PUBLICADA (BRUHN)}} \times 100$
<b>CASO 1</b>	1	2865.6500	2865.6	0.001744835
	2	3684.5535	3684.5	0.001452029
	3	775.8621	775.9	0.00488465
	4	2442.5287	2442.5	0.001175026
	5	2865.6500	2865.6	0.001744835
	6	3684.5535	3684.5	0.001452029

### **ANEXO 3: Tabla cargas de cortadura validación frente a resultados FEM. CASO 1.**

	Identificador del remache (ID)	P <sub>shear</sub> (N)	P <sub>publicada</sub> (N)	Error FEM (%):
				$\frac{ P_{FEM} - P_{PUBLICADA (BRUHN)} }{P_{PUBLICADA (BRUHN)}} \times 100$
<b>CASO 1</b>	1	2865.6553	2865.6	0.001580821
	2	3684.5576	3684.5	0.001563306
	3	775.8623	775.9	0.004858874
	4	2442.5273	2442.5	0.001117707
	5	2865.6450	2865.6	0.001570352
	6	3684.5576	3684.5	0.001563306

**ANEXO 4: Tabla cargas de cortadura validación frente a resultados analíticos. CASO 2.**

	Identificador del remache (ID)	P <sub>shear</sub> (N)	P <sub>publicada</sub> (N)	Error analítico (%):
				$\frac{ P_{ANALÍTICA} - P_{PUBLICADA (BRUHN)} }{P_{PUBLICADA (BRUHN)}} \times 100$
<b>CASO 2</b>	1	514.086	514.0	0.001673152
	2	1356.9853	1356.9	0.006286388
	3	514.0086	514.0	0.001673152

**ANEXO 5: Tabla cargas de cortadura validación frente a resultados FEM. CASO 2.**

	Identificador del remache (ID)	P <sub>shear</sub> (N)	P <sub>publicada</sub> (N)	Error FEM (%):
				$\frac{ P_{FEM} - P_{PUBLICADA (BRUHN)} }{P_{PUBLICADA (BRUHN)}} \times 100$
<b>CASO 2</b>	1	514.0089	514.0	0.001731518
	2	1356.9850	1356.9	0.006264279
	3	514.0089	514.0	0.001731518

**ANEXO 6: Tabla cargas de cortadura validación frente a resultados analíticos. CASO 3.**

	Identificador del remache (ID)	P <sub>shear</sub> (N)	P <sub>publicada</sub> (N)	Error analítico (%):
				$\frac{ P_{ANALÍTICA} - P_{PUBLICADA (BRUHN)} }{P_{PUBLICADA (BRUHN)}} \times 100$
<b>CASO 3</b>	1	2692.9045	2692.9	0.000167106
	2	2830.4764	2830.4	0.002699265
	3	2830.4764	2830.4	0.002699265
	4	2692.9045	2692.9	0.000167106
	5	1663.0137	1663	0.000823812

**ANEXO 7: Tabla cargas de cortadura validación frente a resultados FEM. CASO 3.**

	Identificador del remache (ID)	P <sub>shear</sub> (N)	P <sub>publicada</sub> (N)	Error FEM (%):
				$\frac{ P_{FEM} - P_{PUBLICADA (BRUHN)} }{P_{PUBLICADA (BRUHN)}} \times 100$
<b>CASO 3</b>	1	2692.8997	2692.9	1.11404E-05
	2	2830.4783	2830.4	0.002766393
	3	2830.4783	2830.4	0.002766393
	4	2692.8997	2692.9	1.11404E-05
	5	1663.0137	1663	0.000920024

## Glosario

$MEF$	Método de los Elementos Finitos
$I + D$	Investigación y desarrollo
$R \& D$	Research & Development
$FEM$	Modelo de Elementos Finitos (Finite Elements Model)
$D$	Diámetro del remache
$t$	Espesor ( <i>thickness</i> ) de la chapa
$FAR$	Federal Aviation Regulations
$e$	Distancia a borde en dirección de la carga
$t_d$	Altura de la cabeza en remaches avellanados
$P_{s,all}$	Valor mínimo de carga que produce fallo a cortadura del remache
$F_{su}$	Resistencia a cortadura del remache
$P_{b,all}$	Valor mínimo de carga que produce fallo a aplastamiento de la chapa.
$F_{b,ru}$	Resistencia a aplastamiento del material de la chapa
$P_{t,all}$	Valor mínimo de carga que produce fallo a tracción de la chapa.
$F_{tu}$	Resistencia a tracción de la chapa
$W$	Ancho de la chapa
$P_{d,all}$	Valor mínimo carga que produce el fallo por desgarro de la chapa.
$F_{su,p}$	Resistencia a cortadura del material de la placa
$X_{CG}$	Coordenada x del centro de gravedad de la unión
$Y_{CG}$	Coordenada y del centro de gravedad de la unión

$E_i$	Módulo de Young del remache i
$A_i$	Área del remache i
$x_i$	Coordenada x del remache i
$y_i$	Coordenada y del remache i
$P$	Carga aplicada
$P_{ix}$	Componente x de carga de cortadura del remache i debida a P
$P_{iy}$	Componente y de carga de cortadura del remache i debida a P
$M$	Momento reaccionado por la excentricidad de la carga
$F_i$	Carga de cortadura del remache i debida al momento
$F_{ix}$	Componente x de carga de cortadura del remache i debida a M
$F_{iy}$	Componente y de carga de cortadura del remache i debida a M
$r_i$	Distancia del CG de la unión al remache considerado
CAE	<i>Ingeniería asistida por computadora</i>
MSC	<i>MacNeal-Schwendler Corporation</i>
$p_x$	Paso entre remaches en sentido horizontal
$p_y$	Paso entre remaches en sentido vertical
$L$	Longitud de la placa
$D_{max}$	Diámetro mayor de los remaches
$A$	Ángulo que forma P con la horizontal
$K_i$	Rigidez de los remaches
PCL	Patran Command Language
$d_{min}$	Mínima distancia entre remaches

$n$	Número de remaches
$x$	Coordenada x de la P aplicada
$y$	Coordenada y de la P aplicada
$ID$	Identificador de los remaches
$P_{shear}$	Carga de cortadura resultante en los remaches
$MAX P_x$	Máxima componente x de la carga de cortadura
$MAX P_y$	Máxima componente y de la carga de cortadura
$MAX P_{shear}$	Máxima carga de cortadura resultante en la unión
$MIN P_x$	Mínima componente x de la carga de cortadura
$MIN P_y$	Mínima componente x de la carga de cortadura
$MIN P_{shear}$	Mínima carga de cortadura resultante en la unión
$A/C$	Avión ( <i>Aircraft</i> )
$C_E$	Coste de equipos
$C_{ADQ}$	Coste de adquisición de los equipos
$VR$	Valor residual de los equipos
$P_{USO}$	Periodo de utilización del equipo durante el proyecto
$V_{\acute{U}TIL}$	Vida útil del equipo



